



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**KONCEPČNÍ NÁVRH ELEKTRICKÉHO VÝCVIKOVÉHO
LETOUNU**

CONCEPTUAL DESIGN OF TRAINING AIRCRAFT WITH ELECTRIC PROPULSION

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Matúš Seman

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.

BRNO 2018

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Matúš Seman**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D.**
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Koncepční návrh elektrického výcvikového letounu

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Proveďte rozbor současného trhu letounů používaných pro výcvik a letounů s elektrickým pohonem. Na základě provedeného rozboru rozpracujte koncepční návrh výcvikového letounu s elektrickým pohonem. Po dohodě s vedoucím diplomové práce (v závislosti na koncepci letounu) podrobně rozpracujte konstrukční návrh a pevnostní dimenzování vybraného konstrukčního uzlu.

Cíle diplomové práce:

- Statistický rozbor letounů používaných pro výcvik;
- Koncepční návrh výcvikového letounu s elektrickým pohonem;
- Detailní konstrukční návrh vybraného uzlu.

Seznam doporučené literatury:

Jane's: All the World's Aircraft, Jane's Information Group Limited, UK.

CS-LSA Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Light Sport Aeroplanes, www.easa.europa.eu.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Predkladaná diplomová práca je venovaná koncepcnej fáze návrhu výcvikového letúna s elektrickým pohonom certifikovaného v rámci predpisu CS-LSA. Návrhový proces geometrických a aerodynamických parametrov sa primárne opiera o štatistický rozbor stávajúcich letúnov v danej kategórii. Následný výpočet letových vlastností a letových výkonov je založený na znalosti aerodynamickej poláry, ktorej určenie je predmetom tejto práce. Poslednou časťou práce je konštrukčný návrh prednej časti trupu a pevnostný návrh motorových lôží.

Kľúčové slová: koncepčný návrh, CS-LSA, polára, letové výkony, motorové lôže

ABSTRACT

This thesis is focused on conceptual design of electric powered training aircraft, using certification guidelines CS-LSA. Designing process of geometrical and aerodynamic characteristics is primary based on statistics of certificated aircrafts in this particular category. The following calculation of performance stabilities and flight performances is based on knowledge of aerodynamic polar. The calculation of the polar is also part of this thesis. The last part of the thesis consists of construction design of the front part of fuselage and engine static structural analysis of engine mounts.

Key words: conceptual design, CS-LSA, polar, flight performances, engine mounts

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

SEMAN, M. *Koncepční návrh elektrického výcvikového letounu*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 119 s. Vedoucí diplomové práce doc. Ing. Jiří Hlinka, Ph.D..

PROHLÁŠENÍ

Prehlasujem, že som diplomovú prácu na tému *Koncepční návrh elektrického výcvikového letounu* vypracoval samostatne s použitím odbornej literatúry uvedenej v zozname použitých zdrojov.

.....
Datum

.....
Matúš Seman

PODĚKOVÁNÍ

Chcel by som touto cestou poďakovať všetkým, ktorí akýmkoľvek spôsobom prispeli k vzniku tejto práce. V prvom rade ďakujem doc. Ing. Jiřímu Hlinkovi Ph.D. za vedenie tejto práce, cenné rady, ochotu a poskytnutý čas. Rovnako by som chcel vyjadriť svoju vďaku doc. Ing. Vladimírovi Daňkovi CSc. za hodnotné podnety v oblasti projektovania lietadiel a letových výkonov. Ďakujem tiež Ing. Michalovi Mališovi Ph.D. za rady súvisiace s metodikou vyhodnocovania pevnostných výpočtov počas magisterského štúdia.

Obsah

Úvod	13
1 Štatistický rozbor	14
1.1 Výšková poloha krídla, typ podvozku, usporiadanie sedadiel a hmotnostné charakteristiky	14
1.1.1 Výšková poloha krídla a usporiadanie sedadiel	15
1.1.2 Prázdna a maximálna vzletová hmotnosť	15
1.2 Geometrické parametre krídla	16
1.2.1 Plocha krídla a maximálna vzletová hmotnosť	16
1.2.2 Štíhlosť a plocha krídla	17
1.2.3 Štíhlosť krídla a maximálna vzletová hmotnosť	17
1.3 Cestovná rýchlosť, dolet a výkonové parametre	18
1.3.1 Maximálny výkon a maximálna vzletová hmotnosť	18
1.3.2 Cestovná rýchlosť a výkonové zaťaženie	19
2 Koncept nového letúna	20
2.1 Predpisová databáza	20
2.2 Maximálna vzletová hmotnosť	20
2.3 Počet a usporiadanie sedadiel	20
2.4 Celková koncepcia letúna	21
2.5 Pristávacie zariadenie	21
2.6 Pohonná sústava	21
2.7 Materiál primárnej konštrukcie	21
3 Návrh jednotlivých častí letúna	22
3.1 Návrh krídla	22
3.1.1 Výškové usporiadanie	22
3.1.2 Plocha krídla	22
3.1.3 Pôdorysný tvar	22
3.1.4 Štíhlosť krídla	22
3.1.5 Zúženie krídla	22
3.1.6 Stredná aerodynamická tetiva	22
3.1.7 Základné návrhové geometrické parametre krídla	23
3.1.8 Vztlaková mechanizácia	23
3.1.9 Krídelko	24
3.1.10 Geometrický návrh krídla	24
3.1.11 Profil krídla	24
3.1.12 Geometrické krútenie krídla	25
3.1.13 Rozloženie súčiniteľa vztlaku na krídle	26
3.2 Návrh chvostových plôch	27
3.2.1 Voľba vzájomného usporiadania	27
3.2.3 Mohutnosť chvostových plôch	27
3.2.3 Plocha chvostových plôch	28
3.2.4 Štíhlosť chvostových plôch	28
3.2.5 Zúženie chvostových plôch	28

3.2.6 Plocha výškového (VK) a smerového kormidla (SK)	28
3.2.7 Výber profilu chvostových plôch	28
3.2.8 Návrh VOP a VK	29
3.2.9 Návrh SOP a SK	29
3.3 Návrh trupu	30
3.4 Návrh pohonnej sústavy	31
3.4.1 Pohonná jednotka.....	31
3.4.2 Voľba akumulátorov.....	32
3.4.3 Muška letúna.....	34
4 Obálka zaťaženia	35
4.1 Manévrová obálka	35
4.2 Klapková obálka	36
4.3 Poryvová obálka	37
4.4 Výsledná obálka zaťaženia	38
5 Hmotnostný rozbor	39
5.1 Rozbor hmôt jednotlivých častí letúna	39
5.2 Centrážny rozbor	41
6 Aerodynamické charakteristiky	45
6.1 Vztlaková čiara letúna	45
6.1.1 Vztlaková čiara krídla v čistej konfigurácii	45
6.1.2 Vztlaková čiara krídla kombinácie krídlo-trup.....	45
6.1.3 Vztlaková čiara VOP.....	46
6.1.4 Výsledná vztlaková čiara letúna v čistej konfigurácii	48
6.2 Aerodynamická polára	49
6.2.1 Odpor krídla	50
6.2.2 Odpor trupu	51
6.2.3 Odpor VOP	51
6.2.4 Odpor SOP	53
6.2.5 Odpor pristávacieho zariadenia	53
6.2.6 Náhradná analytická polára	54
7 Letové vlastnosti	56
7.1 Aerodynamický stred letúna	56
7.2 Pozdĺžna statická zásoba s pevným riadením	56
7.3 Pozdĺžna statická zásoba s voľným riadením	57
7.3.1 Aerodynamický stred letúna s voľným riadením	57
7.3.2 Zásoba statickej stability letúna s voľným riadením	58
7.4 Dynamický bod a pozdĺžna dynamická stabilita	59
7.4.1 Dynamický bod a pozdĺžna dynamická stabilita s pevným riadením	59
7.4.2 Dynamický bod a pozdĺžna dynamická stabilita s voľným riadením	59
7.5 Momentová rovnováha letúna	60
8 Letové výkony	63
8.1 Horizontálny let	63
8.1.1 Rovnice rovnováhy pre horizontálny let	63
8.1.2 Potrebný ťah a potrebný výkon	64

8.1.3 Využitelný ťah a využitelný výkon	64
8.1.4 Charakteristické režimy horizontálneho letu	65
8.1.5 Maximálna a minimálna rýchlosť horizontálneho letu	67
8.2 Dolet a vytrvalosť	68
8.2.1 Dolet	68
8.2.2 Vytrvalosť	69
8.2.3 Výsledné hodnoty a parametrický rozbor doletov a vytrvalostí	69
8.2.4 Porovnanie významných režimov pre dolety a vytrvalosti	72
8.3 Stúpavý let	73
8.3.1 Rovnice rovnováhy pre stúpavý let	73
8.3.2 Významné režimy stúpavého letu	73
8.4 Kľzavý let	74
8.4.1 Rovnice rovnováhy kľzavého letu	74
8.4.2 Základné charakteristiky kľzavého letu	75
8.4.3 Charakteristické režimy kľzavého letu	76
8.5 Zatačky	76
8.5.1 Rovnice rovnováhy v ustálenej zatačke	76
8.5.2 Medzné zatačky	76
9 Konštrukčný návrh prednej časti trupu	80
9.1 Konštrukčný návrh zástavby motora	80
9.2 Voľba materiálu motorových lôží	82
10 Zaťaženie motorových lôží	83
10.1 zaťaženie krútiacim momentom	83
10.2 Bočné zaťaženie	83
10.3 Prehľad prípadov zaťaženia	83
11 Pevnostná kontrola motorových lôží	85
11.1 Výpočtový model	85
11.2 Pevnostná kontrola s využitím MKP	87
11.3 Pevnostná kontrola skrutkového spojenia na prepážke	88
Záver	89
Zoznam použitých zdrojov	90
Zoznam symbolov	95
Zoznam skratiek	101
Zoznam príloh	102

Prílohy

Príloha 1: Návrhové parametre vyhodnotené v kontexte štatistických dát	103
Príloha 2: Výpočet strednej aerodynamickej tetivy v programe MATLAB	105
Príloha 3: Aerodynamické charakteristiky profilov	107
Príloha 4: Hodnoty mohutností chvostových plôch zo štatistiky	109
Príloha 5: Zástavba pohonnej sústavy	110
Príloha 6: Hodnota derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP	111

Príloha 7: Definícia rozmerov VK	112
Príloha 8: Aerodynamické charakteristiky vrtule	113
Príloha 9: Potrebné a využiteľné ťahy	114
Príloha 10: Výsledné hodnoty analýzy MKP modelu	115
Príloha 11: Reakčné sily a momenty v závesoch motorových lôží	117
Príloha 12: Výsledné hodnoty pevnostnej kontroly skrutiek	118
Príloha 13: Výkresová dokumentácia motorových lôží	

Úvod

Vývoj nového letúna predstavuje už od počiatku letectva veľmi dômyselný a dlhotrvajúci proces, ktorý združuje vývojové tímy z mnohých inžinierskych odvetví. Ich vzájomná kooperácia je nevyhnutnou podmienkou pre dosiahnutie úspešného cieľa, a to už od prvotných vývojových stupňov. Preto je nutné jasne definovať stávajúci problém už v rannom vývoji letúna a zodpovedať niekoľko kľúčových otázok. Tie môžu výrazným spôsobom ovplyvniť smerovanie celého projektu a ušetriť množstvo investovaného času a úsilia v neskorších návrhových etapách. Voľba nevhodných koncepčných parametrov môže byť v pokročilejších vývojových stupňoch len veľmi ťažko meniteľná, čoho následkom je zvýšenie celkových finančných nákladov.

Dôležitým faktorom pri vývoji nového návrhu predstavujú požiadavky súčasných či potenciálnych zákazníkov. Je preto dôležité, aby bol vyvíjaný letún pokiaľ možno čo najúčelovejší a mohol tak pokryť veľkú časť dopytu na trhu. Nevyhnutné je tak hľadať prostriedky, ktoré by viedli k zvýšeniu konkurencieschopnosti, rentability prevádzky či návratnosti finančných prostriedkov. V tejto súvislosti je potrebné poznať vývojové trendy najmä v oblasti použitia nových materiálov, technológie výroby, ale aj v moderných obchodných metódach. Vývoj môže významným spôsobom ovplyvniť aj požiadavky z netechnického prostredia. Jedná sa, predovšetkým, o posúdenie vplyvu na životné prostredie, dôležité je tiež sociálne, ekonomické či politické hľadisko.

Cieľom predloženej diplomovej práce je koncepčne navrhnuť elektricky poháňaný výcvikový letún, certifikovaný pod predpisom CS-LSA. Úvodná časť je venovaná trhovému štatistickému prieskumu, na základe ktorého je prevedený prvotný návrh základných geometrických parametrov. V nasledujúcich častiach sa práca venuje odhadu aerodynamických charakteristík letúna, ktorých znalosť je nevyhnutná z hľadiska vyhodnocovania letových výkonov. Nakoľko primárnym cieľom je určenie doletov a vytrvalostí, bude predmetom týchto rozborov parametrická štúdia, ktorej hlavným zmyslom je určiť optimálne parametre pre maximalizáciu týchto veličín. Súčasťou práce je tiež návrh a pevnostná kontrola konštrukčného riešenia motorových lôží, realizovaná v programoch Patran/Nastran.

1 Štatistický rozbor

Pre prvotný návrh základných parametrov vznikajúceho letúna a porovnanie s už stávajúcimi letúnmi bol spracovaný podrobný štatistický rozbor. Vzhľadom k stále nízkemu počtu certifikovaných, elektricky poháňaných letúnov v kategórii LSA boli do štatistického prieskumu zahrnuté letúny poháňané spaľovacími motormi. Výber vychádzal z prieskumu FAA (Federal Aviation Aircraft) najpredávanejších letúnov uskutočneného v roku 2016. Pre spracovanie štatistického prieskumu bolo vybraných 15 najpredávanejších letúnov z celkového zoznamu, dostupného na stránkach FAA [26]. Štatistický rozbor bol tiež doplnený troma elektricky poháňanými letúnmi, a to Sport Star EPOS firmy Evektor, Alpha Electro firmy Pipistrel a čínskym RX1E. Spracované štatistické údaje sú rozdelené do troch častí, pričom každá časť je vyhodnocovaná samostatne. Zvolené parametre sú vyhodnotené v kontexte týchto štatistických dát a sú uvedené v prílohe 1.

1.1 Výšková poloha krídla, typ podvozku, usporiadanie sedadiel a hmotné charakteristiky

Tab. 1-1 Prehľad základných parametrov vybraných letúnov.

Názov	Výrobca	Výšková poloha krídla [D/S/H] ¹ / Typ podvozku [P/Z] ²	Usporiadanie sedadiel	Prázdna hmotnosť ³ [kg]	Maximálna hmotnosť [kg]
CarbonCub SS	CubCrafters	H/P	vedľa seba	405	599
CTLSi	Flight Design	H/P	vedľa seba	367	599
Skycatcher	Cessna	H/P	vedľa seba	376	599
Sport Cruiser	Czech Sport Aircraft	D/P	vedľa seba	388	600
Legend Cub	American Legend AL3C-100	H/P	tandem	379	599
P2008	Tecnam	H/P	vedľa seba	354	599
J230	Jabiru	H/P	vedľa seba	370	600
GXiS	Remos	H/P	vedľa seba	335	600
A240/A220	Aeropro	H/P	vedľa seba	297	600
Harmony	Evektor	D/P	vedľa seba	311	600
Sinus	Pipistrel	H/P	vedľa seba	285	544
Sting S4	TL Ultralight	D/P	vedľa seba	297	472,5
CH-701	Zenair Ltd	H/P	vedľa seba	263	500
RV-12	Van's Aircraft	S/P	vedľa seba	336	599
S-20 Raven	Rans	H/P	vedľa seba	336	599
Sport Star EPOS	Evektor	D/P	vedľa seba	285	600
Alpha Electro	Pipistrel	H/P	vedľa seba	251	550
RX1E	Rui Xiang	H/P	vedľa seba	270	500

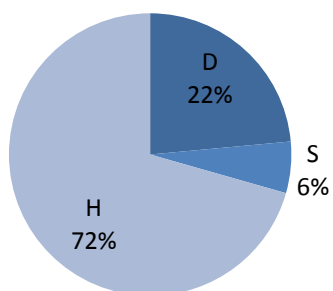
¹ Dolnoplošné, Stredoplošné, Hornoplošné usporiadanie, ² Pevný, Zafahovací

³ Prázdna hmotnosť elektricky poháňaných letúnov nezahŕňa hmotnosť akumulátorov.

Poznámka: Zdrojové dokumenty technických špecifikácií sú uvedené v zozname použitých zdrojov na str. 92.

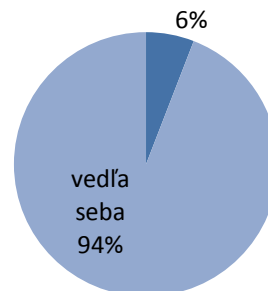
1.1.1 Výšková poloha krídla a usporiadanie sedadiel

Výšková poloha krídla



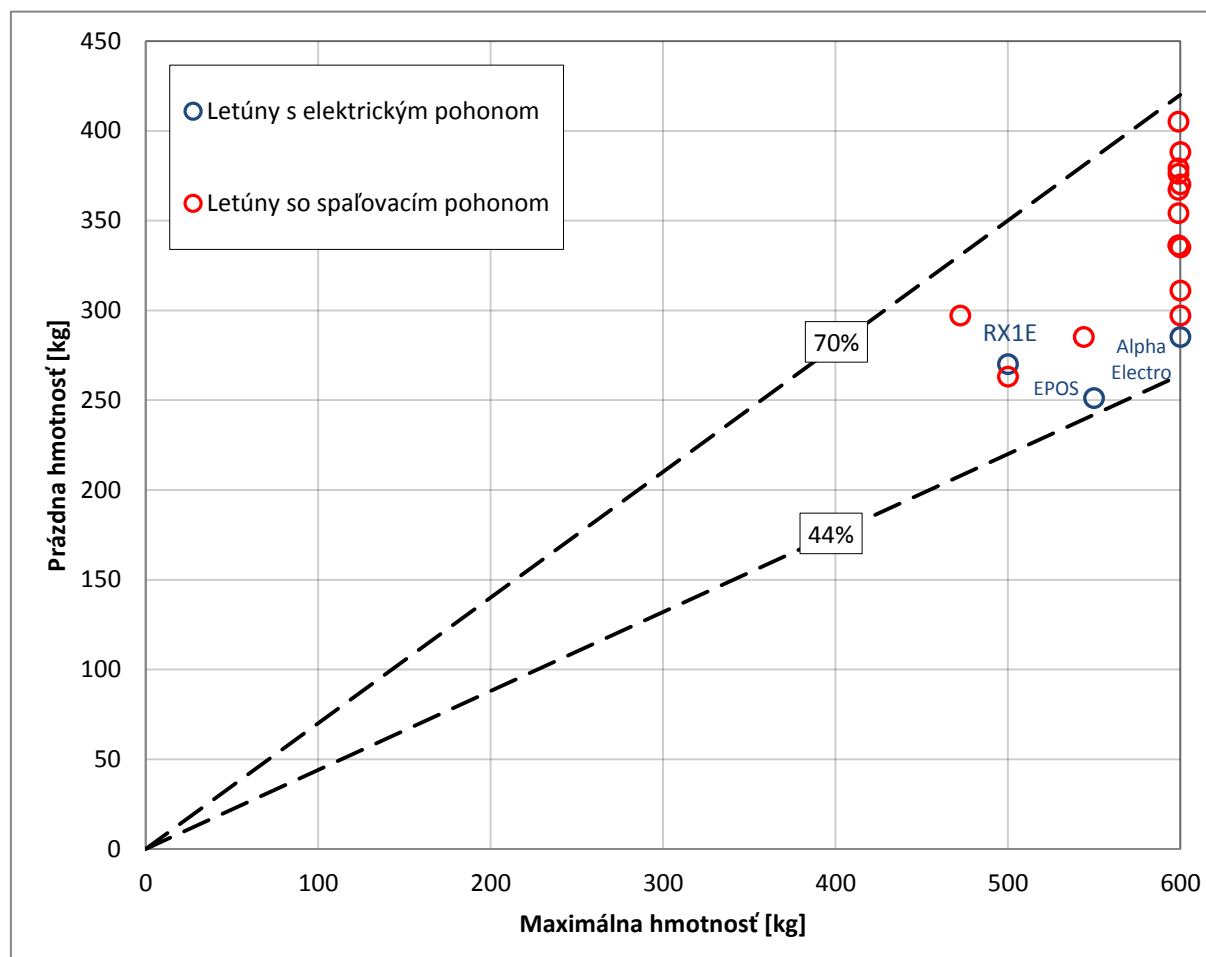
Obr. 1-1 Štatistika výškovej polohy krídla.

Usporiadanie sedadiel
tandem



Obr. 1-2 Štatistika usporiadania sedadiel.

1.1.2 Prázdna a maximálna vzletová hmotnosť



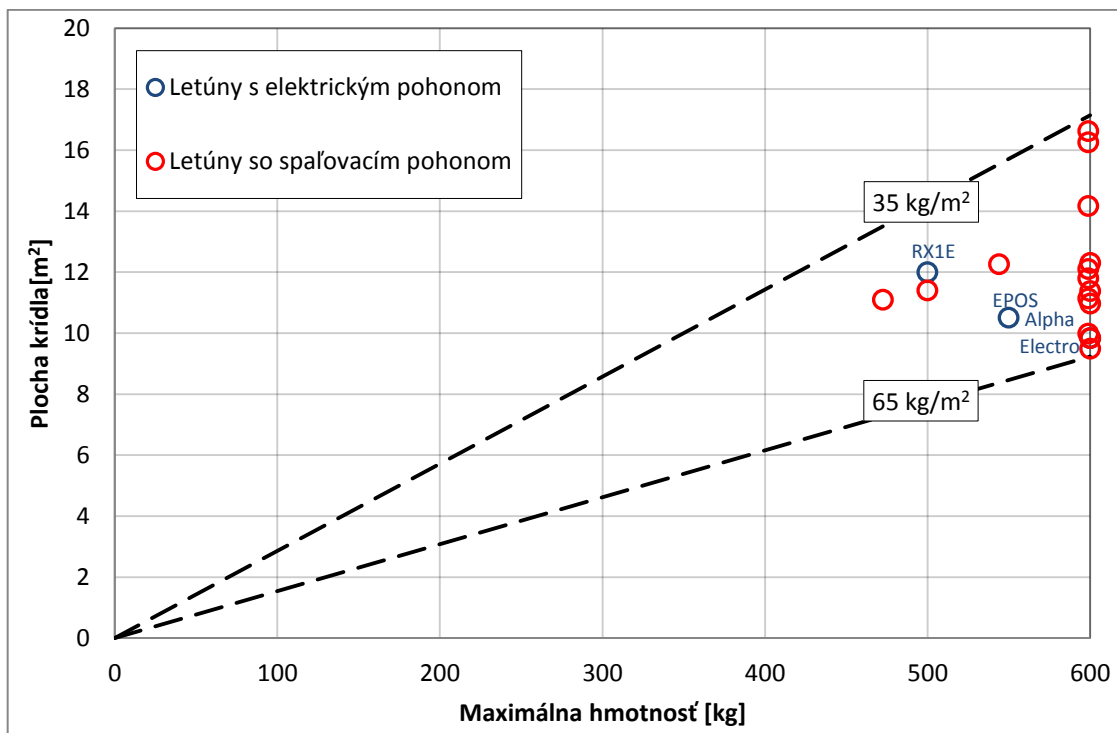
Obr. 1-3 Závislosť prázdnej hmotnosti na maximálnej vzletovej hmotnosti.

1.2 Geometrické parametre krídla

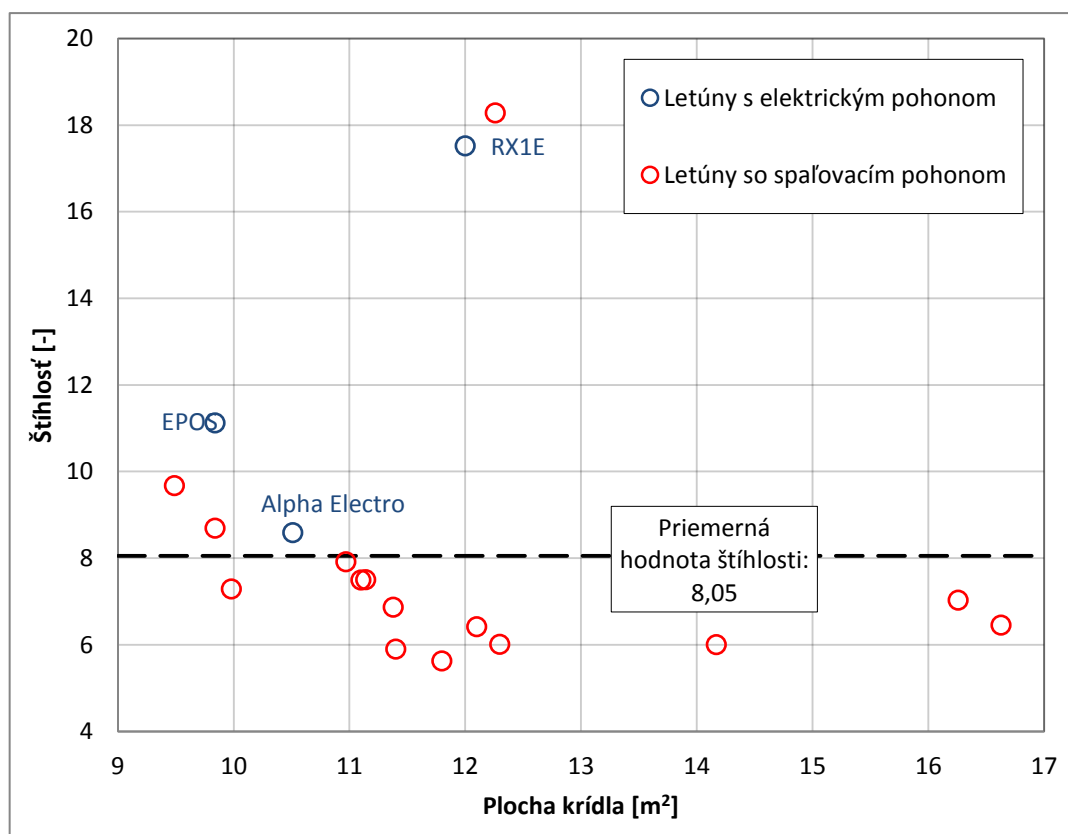
Tab. 1-2 Prehľad základných parametrov vybraných letúnov.

Názov	Výrobca	Plocha krídla [m ²]	Rozpätie [m]	Štíhlosť krídla [-]	Plošné zaťaženie [kg/m ²]
CarbonCub SS	CubCrafters	16,6	10,4	6,5	36,0
CTLSi	Flight Design	10,0	8,5	7,3	60,0
Skycatcher	Cessna	11,1	9,1	7,5	53,8
Sport Cruiser	Czech Sport Aircraft	12,3	8,6	6,0	48,8
Legend Cub	American Legend AL3C-100	16,3	10,7	7,0	36,8
P2008	Tecnam	12,1	8,8	6,4	49,5
J230	Jabiru	9,5	9,6	9,7	63,2
GXiS	Remos	11,0	9,3	7,9	54,7
A240/A220	Aeropro	11,4	8,8	6,9	52,7
Harmony	Evektor	9,8	9,3	8,7	61,0
Sinus	Pipistrel	12,3	15,0	18,3	44,4
Sting S4	TL Ultralight	11,1	9,1	7,5	42,6
CH-701	Zenair Ltd	11,4	8,2	5,9	43,9
RV-12	Van's Aircraft	11,8	8,2	5,6	50,8
S-20 Raven	Rans	14,2	9,2	6,0	42,3
Sport Star EPOS	Evektor	9,84	10,46	11,1	61,0
Alpha Electro	Pipistrel	10,51	9,5	8,6	52,3
RX1E	Rui Xiang	12	14,5	17,5	41,7

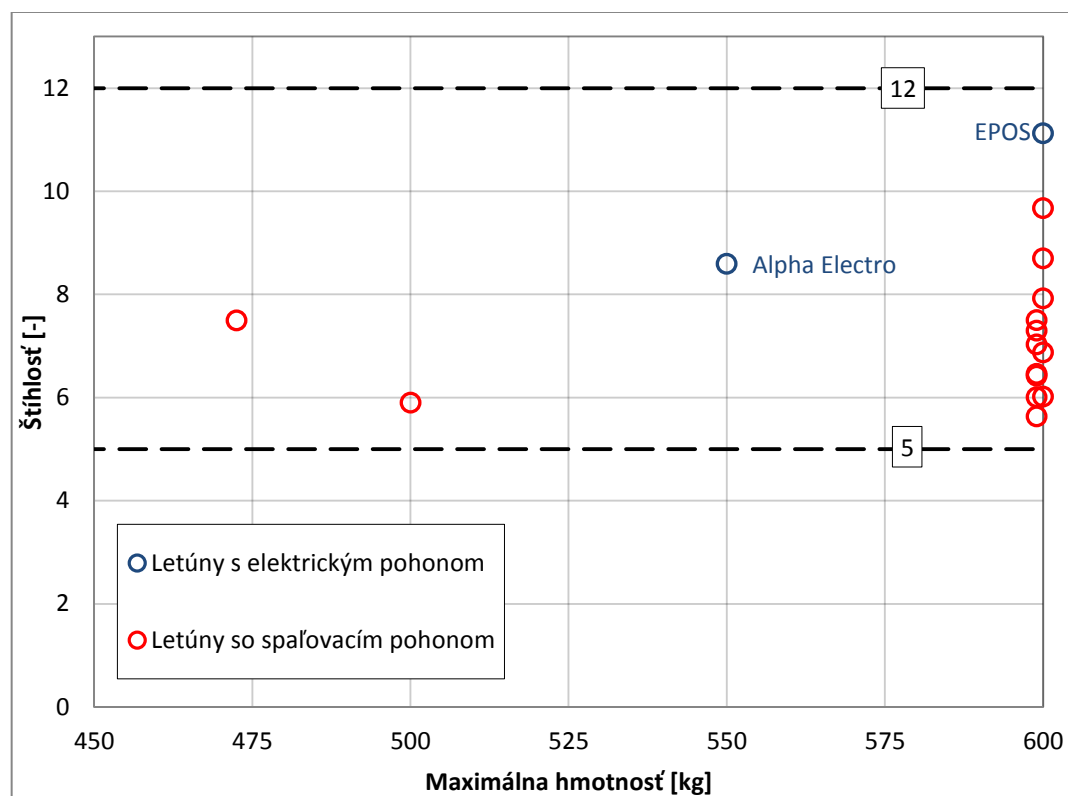
1.2.1 Plocha krídla a maximálna vzletová hmotnosť



Obr. 1-4 Závislosť plochy krídla na maximálnej vzletovej hmotnosti.



Obr. 1-5 Závislosť štihlости krídla na ploche krídla.



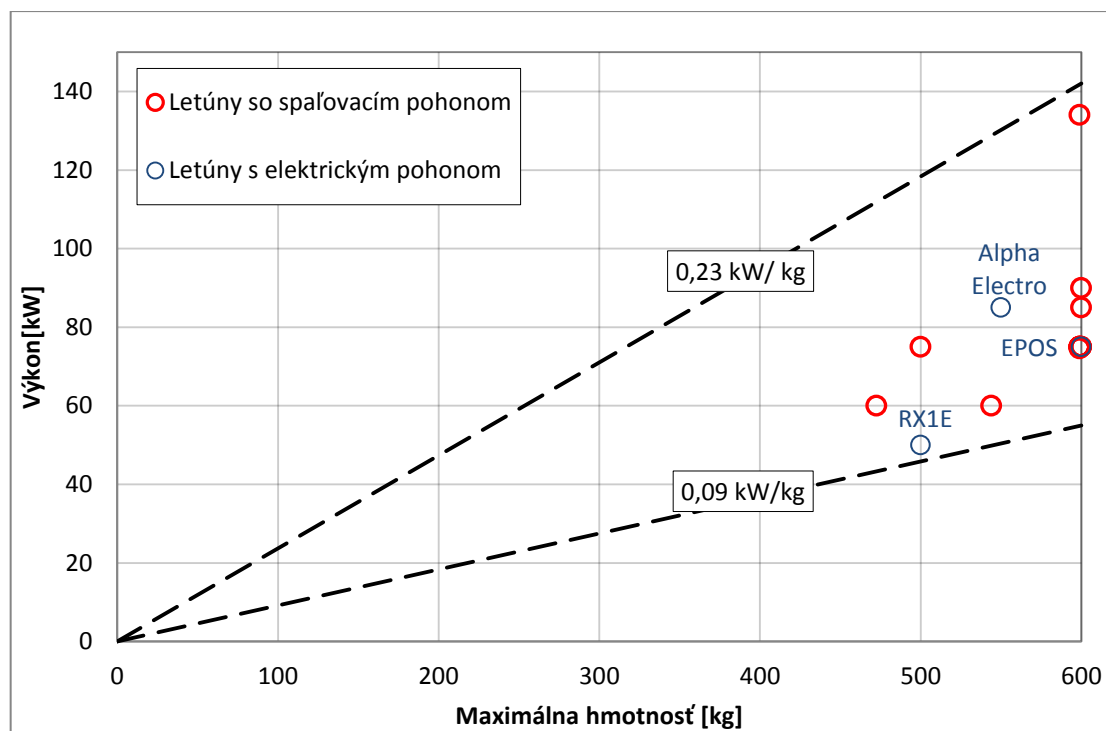
Obr. 1-6 Závislosť štihlости krídla na maximálnej vzletovej hmotnosti.

1.3 Cestovná rýchlosť, dolet a výkonové parametre

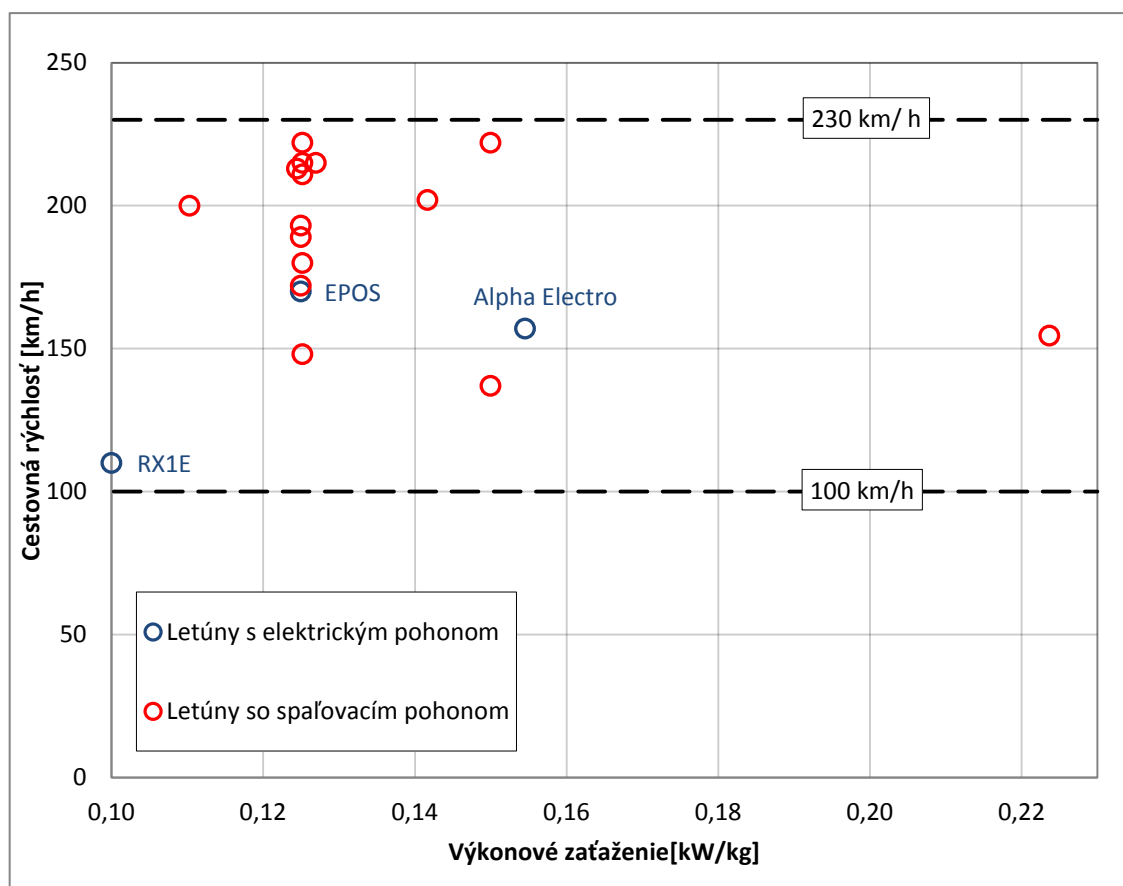
Tab. 1-3 Prehľad základných parametrov vybraných letúnov.

Názov	Výrobca	Cestovná rýchlosť [km/h]	Dolet [km]	Maximálny výkon [kW]	Výkonové zaťaženie [kW/kg]
CarbonCub SS	CubCrafters	155	724	134	0,22
CTLSi	Flight Design	213	1 617	75	0,12
Skycatcher	Cessna	215	648	75	0,13
Sport Cruiser	Czech Sport Aircraft	172	953	75	0,13
Legend Cub	American Legend AL3C-100	148	507	75	0,13
P2008	Tecnam	222	1 278	75	0,13
J230	Jabiru	222	1 250	90	0,15
GXiS	Remos	189	1 460	75	0,13
A240/A220	Aeropro	193	966	75	0,13
Harmony	Evektor	202	1 300	85	0,14
Sinus	Pipistrel	200	1 200	60	0,11
Sting S4	TL Ultralight	215	840	60	0,13
CH-701	Zenair Ltd	137	563	75	0,15
RV-12	Van's Aircraft	211	893	75	0,13
S-20 Raven	Rans	180	937	75	0,13
Sport Star EPOS	Evektor	170	200	75	0,13
Alpha Electro	Pipistrel	157	200	85	0,15
RX1E	Rui Xiang	110	110	50	0,10

1.3.1 Maximálny výkon a maximálna vzletová hmotnosť

Obr. 1-7 Závislosť výkonu na maximálnej vzletovej hmotnosti.¹

1.3.2 Cestovná rýchlosť a výkonové zaťaženie



Obr. 1-8 Závislosť cestovnej rýchlosti na výkonovom zaťažení.

¹ Pri výpočte výkonového zaťaženia sa uvažuje maximálny výkon pohonnej jednotky stiahnutý k maximálnej vzletovej hmotnosti.

2 Koncept nového letúna

Prudký rozvoj leteckej dopravy v uplynulých rokoch predstavuje veľký prínos z hľadiska prepravy cestujúcich do celého sveta. Snahou leteckých spoločností je podnikat kroky k prevádzke lietadiel, pokiaľ možno za čo najmenšie náklady, pričom významnou položkou je cena pohonných hmôt. Zvyšujúci sa dopyt po leteckej preprave tak vedie konštruktérov k znižovaniu spotreby fosílnych palív a hľadaniu alternatívnych pohonov lietadiel. V posledných rokoch spôsobuje použitie elektrického pohonu ako zdroja energie rozmach najmä v pozemných transportných prostriedkoch.

Obmedzené zásoby ropy a znečisťovanie ovzdušia v dôsledku výfukových plynov spolu s túžbou po novom type pohonu viedla leteckých inžinierov k zástavbe elektrického pohonu do lietadiel. Toto riešenie však prináša niekoľko problémov, ktoré nie sú pri pozemnom použití podstatné. Základný rozdiel spočíva v limitovanej vzletovej hmotnosti lietadla, a tak je rentabilnosť prevádzky daná využiteľným zdrojom energie. Vývoj súčasných akumulátorov v tejto oblasti síce napreduje, no v porovnaní s fosílnymi palivami je jej hodnota niekoľkonásobne nižšia. Pomerne nízke hodnoty na palube nesenej energie tak predstavujú limitujúce faktory pre prepravu na veľké vzdialenosti. V súčasnosti tak prevažuje rozvoj elektricky poháňaných lietadiel v nižších hmotnostných kategóriách určených pre výcvik, turistické lietanie, monitorovacie misie, prípadne prepravu pasažierov na krátke vzdialenosti.

V porovnaní s konvenčnými pohonnými jednotkami predstavuje elektrický pohon zatiaľ nevýhodu v schopnosti uskladňovania energie (na jednotku hmotnosti). Výhodou je však, pokiaľ opomenieme ekologický dopad, výrazne nižšia hlučnosť, čo indikuje použitie aj v hustejšie osídlených oblastiach.[12] Cieľom tejto kapitoly je stanoviť základné parametre navrhovaného letúna, ktorého použitie je primárne pre výcvik. Ukážka stávajúcich, certifikovaných letúnov je zobrazená na obr. 2-1 a obr. 2-2.



Obr. 2-1 EPOS (Evektor).[27]



Obr. 2-2 Alpha Electro (Pipistrel).[24]

2.1 Predpisová databáza

Letún je navrhovaný na základe predpisu CS–LSA.

2.2 Maximálna vzletová hmotnosť

Na základe predpisu je stanovená horná dovolená hranica maximálne vzletovej hmotnosti na **600 kg**.

2.3 Počet a usporiadanie sedadiel

Počet je obmedzený predpisom na 2 osoby vrátane pilota. Usporiadanie sedadiel bolo zvolené **vedľa seba**, a to aj s prihliadnutím k štatistike a obr. 1-2.

2.4 Celková koncepcia letúna

Bola zvolená klasická koncepcia s klasickými chvostovými plochami.

2.5 Pristávacie zariadenie

Bolo zvolené **pevné trojkolesové** pristávacie zariadenie.

2.6 Pohonná sústava

Požaduje sa letún s **elektrickým pohonom** v ťažnom usporiadaní. Výber pohonnej jednotky a akumulátorom je predmetom ďalších rozborov v kap. 3.4.

2.7 Materiál primárnej konštrukcie

Bolo zvolené použitie kompozitných materiálov.

3 Návrh jednotlivých častí letúna [3,4]

3.1 Návrh krídla

Krídlo je základná nosná plocha letúna, ktorého primárnym cieľom je vytvorenie potrebného vztlaku pre prekonanie účinkov gravitačného poľa, a to vo všetkých režimoch letu. Je tiež prostriedkom pre zaistenie priečnej statickej stability a slúži ako zástavba pre vztlakovú mechanizáciu, kormidiel priečneho riadenia, prípadne pristávacieho zariadenia. Na krídlo sú kladené aerodynamické, pevnostné, tuhostné, hmotnostné, ale tiež výrobné požiadavky, ktorých súbežná realizácia vyžaduje prijatie celej rady kompromisných riešení.

3.1.1 Výškové usporiadanie

Štatisticky je pomer hornoplošného usporiadania vyšší než usporiadania dolnoplošného (viď obr. 1-1). Z rady výhod a nevýhod jednotlivých koncepčných riešení bolo zvolené **dolnoplošné** usporiadanie.

3.1.2 Plocha krídla

Plocha nosnej časti patrí k základným návrhovým parametrom. Pre odhad jej veľkosti v prvotnej fáze návrhu s nedostatkom vstupných dát je rozumným predpokladom vychádzať zo skúseností stávajúcich letúnov. Plocha krídla ovplyvňuje veľkosť plošného zaťaženia, a s prihliadnutím k prevedenej štatistike bola jej veľkosť stanovená na **12 m²**. Na základe zvolenej geometrie zakončenia krídla vplyvom koncového oblúka je táto hodnota mierne nižšia (obr. 3-1). Tento rozdiel je však vo fáze koncepčného návrhu zanedbateľný.

3.1.3 Pôdorysný tvar

Pôdorys krídla je dôležitý z hľadiska rozloženia súčiniteľa vztlaku po rozpätí krídla a jeho tvar určuje miesto počiatočného odtrhávania prúdenia vzduchu. Tento jav v oblasti kormidiel priečneho riadenia výrazným spôsobom ovplyvňuje manévrovacie schopnosti letúna a znižuje tak bezpečnosť prevádzky, a to najmä vo fáze pristátia. Posun bodu odtrhávania prúdnic do oblasti mimo krídelka je možné docieľiť aerodynamickým alebo geometrickým krútením.

Pre koncepčný návrh bolo zvolené zložené **lichobežníkové** krídlo s priamou odtokovou hranou.

3.1.4 Štíhlosť krídla

Vzhľadom k priamemu vplyvu štíhlosti na aerodynamické charakteristiky je snaha dosiahnuť priaznivé hodnoty kĺzavosti, s cieľom zvýšenia doletu, a teda smeruje voľba rozpätia krídel k vyšším hodnotám.

3.1.5 Zúženie krídla

Zúženie je geometrický parameter, ktorý predstavuje kompromis medzi pevnostnými a aerodynamickými požiadavkami. Z hľadiska prenosu zaťaženia od ohybového momentu prispieva vyššie zúženie k znižovaniu celkovej hmotnosti konštrukcie.

3.1.6 Stredná aerodynamická tetiva

Je základná geometrická charakteristika krídla, ktorá vyjadruje dĺžku tetivy ekvivalentného obdĺžnikového krídla o rovnakej ploche. Znalosť polohy a dĺžky strednej aerodynamickej tetivy zohráva dôležitú úlohu pri rozbere problematiky letových vlastností.

Dĺžka strednej aerodynamickej tetivy

$$c_A = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2(y) dy \quad (3.1)$$

Poloha strednej aerodynamickej tetivy

$$x_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y) x(y) dy \quad (3.2)$$

$$y_{SAT} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c(y) y dy \quad (3.3)$$

Výpočet bol prevedený numerickou integráciou v programe MATLAB. Výpočtový skript je súčasťou prílohy 2. Vypočítané parametre sú zobrazené v tab. 3-1.

3.1.7 Základné návrhové geometrické parametre krídla

Tab. 3-1 Základné geometrické návrhové parametre krídla.

Plocha krídla	S	12	m ²
Rozpätie	b	12	m
Štíhlosť	A	12	-
Hĺbka koreňového profilu	c ₀	1,2	m
Hĺbka profilu v prvom lomení	c ₁	1,2	m
Hĺbka profilu v druhom lomení	c ₂	1	m
Hĺbka koncového profilu	c _k	0,5	m
Zúženie prvej časti	λ ₁	1	-
Zúženie druhej časti	λ ₂	1,2	-
Zúženie tretej časti	λ ₃	2	-
Uhol šípku k 25% hĺbke tetivy prvého úseku	Λ ₁	0	°
Uhol šípku k 25% hĺbke tetivy druhého úseku	Λ ₂	2,86	°
Uhol šípku k 25% hĺbke tetivy tretieho úseku	Λ ₃	10,62	°
Hĺbka strednej aerodynamickej tetivy	c _A	1,0411	m
Poloha strednej aerodynamickej tetivy	x _{SAT}	0,1111	m
Poloha strednej aerodynamickej tetivy	y _{SAT}	2,6624	m

3.1.8 Vztlaková mechanizácia

Pri návrhu vztlakovej mechanizácie sa vychádza z požiadaviek dosiahnutia maximálneho súčiniteľa vztlaku. S výberom typu klapky súvisia tiež konštrukčné obmedzenia z hľadiska vnútorného priestoru, veľkosti torznej skrine, zabezpečenia odpovedajúcej tuhosti klapky, prípadne uloženia paliva. V danej kategórii letúnov sa prevažne používa jednoduchá klapka, ktorá je konštrukčne najjednoduchším riešením, no z možných typov vztlakovej mechanizácie poskytuje najmenší možný prírastok súčiniteľa vztlaku.

V predbežnom návrhu bola zvolená **jednoduchá** klapka.

Tab. 3-2 Návrhové parametre vztlakovej klapky.

Hĺbka	h_F	22	[%]
Dĺžka	l_F	2,5	[m]
Plocha	S_F	0,636	[m ²]
Maximálna výchylka	$\delta_{F,max}$	35	[°]

3.1.9 Krídelko

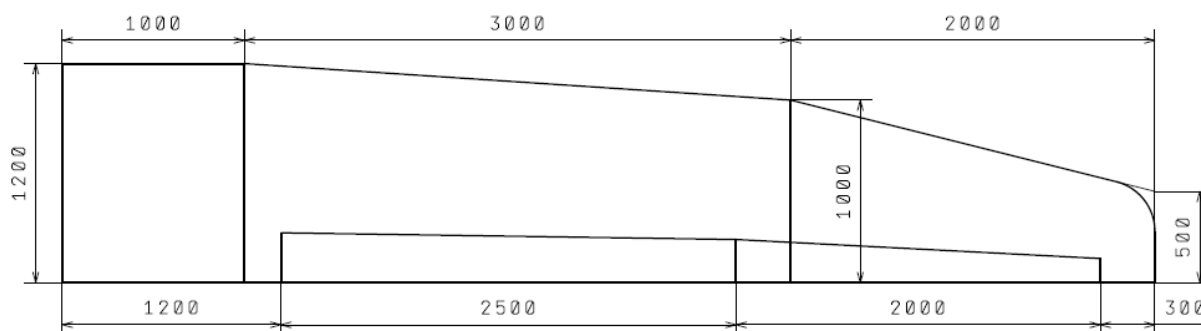
Potrebná veľkosť krídeliek je volená vzhľadom na požadovanú manévrovateľnosť letúna.

Tab. 3-3 Návrhové parametre krídelka.

Hĺbka	h_K	22	[%]
Dĺžka	l_K	2	[m]
Plocha	S_K	0,460	[m ²]
Maximálna výchylka	$\delta_{K,max}$	13	[°]

3.1.10 Geometrický návrh krídla

Z vyššie navrhnutých geometrických parametrov je možné zostaviť pôdorysný tvar krídla.



Obr. 3-1 Pôdorysný tvar koncepčného návrhu krídla.

3.1.11 Profil krídla [3]

Výber profilu vychádza z osvedčených a používaných riešení na súčasných letúnoch. Medzi základné požiadavky kladené na profily patria:

- maximálny súčiniteľ vztlaku
- čo najmenšia hodnota súčiniteľa klopiaceho momentu pri nulovom vztlaku
- minimálny súčiniteľ odporu
- čo najvyššiu hodnotu aerodynamickej klzavosti (jemnosti)
- pomer maximálneho súčiniteľa vztlaku a minimálneho súčiniteľa odporu čo najvyšší
- a ďalšie.

Pre krídlo boli zvolené profily **LS-0417mod** a **LS-0413mod**. V koreňovej časti krídla je použitý profil s vyššou pomernou hrúbkou. Vyššia stavebná výška profilu v oblasti s maximálnymi hodnotami posúvajúcich síl a ohybových momentov spôsobuje nižšie namáhanie pásnic a stojiny, čo v konečnom dôsledku vedie k zníženiu celkovej hmotnosti. Tunelové merania aerodynamických charakteristík zvolených profilov sú súčasťou prílohy 3.



Obr. 3-2 profil LS-0417mod.



Obr. 3-3 profil LS-0413mod.

Aerodynamické parametre zvolených profilov

Tab. 3-4 Aerodynamické parametre profilu LS-0417mod.[14]

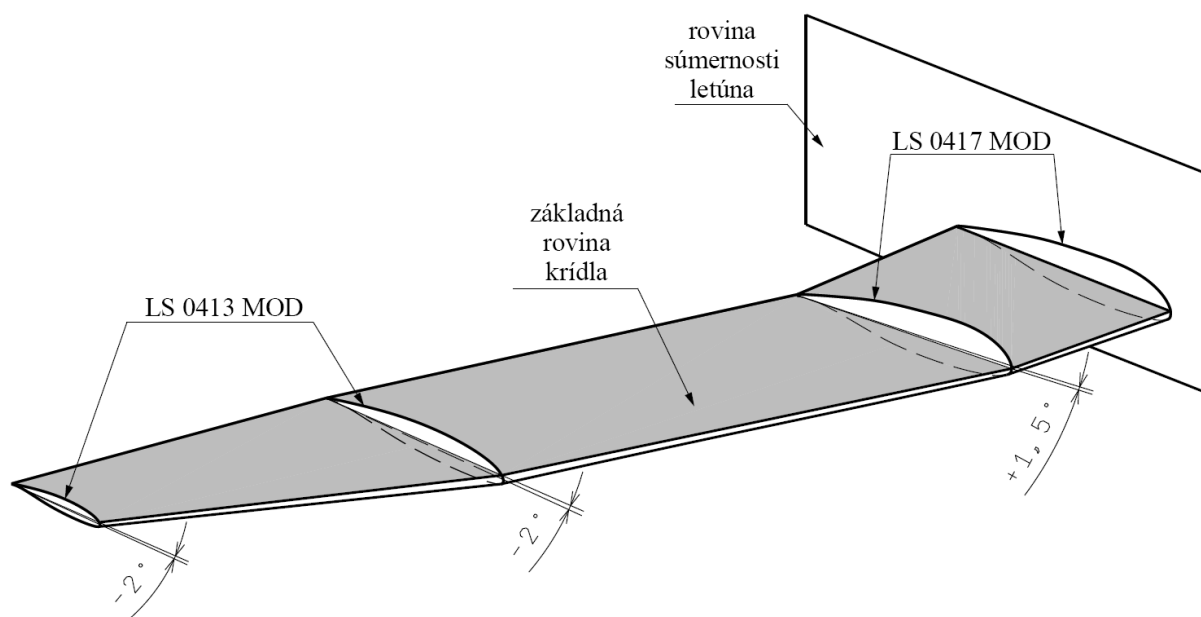
LS-0417mod			
Sklon vztlakovej čiary profilu	$c_{L\alpha}$	6,8755	$[\text{rad}^{-1}]$
Uhol nulového vztlaku profilu	α_0	-3,5	$[\text{°}]$
Maximálny súčiniteľ vztlaku profilu	$c_{L\text{max}}$	1,79	$[-]$
Súčiniteľ klopivého momentu profilu	c_{m0}	-0,086	$[-]$

Tab. 3-5 Aerodynamické parametre profilu LS-0413mod.[13]

LS-0413mod			
Sklon vztlakovej čiary profilu	$c_{L\alpha}$	6,3817	$[\text{rad}^{-1}]$
Uhol nulového vztlaku profilu	α_0	-3,9	$[\text{°}]$
Maximálny súčiniteľ vztlaku profilu	$c_{L\text{max}}$	1,52	$[-]$
Súčiniteľ klopivého momentu profilu	c_{m0}	-0,09	$[-]$

3.1.12 Geometrické krútenie krídla

Pre posun bodu odtrhávania prúdenia smerom ku koreňu krídla je krídlo geometricky krútené. Hodnoty uhlov krútenia sú zobrazené na obr. 3-4.

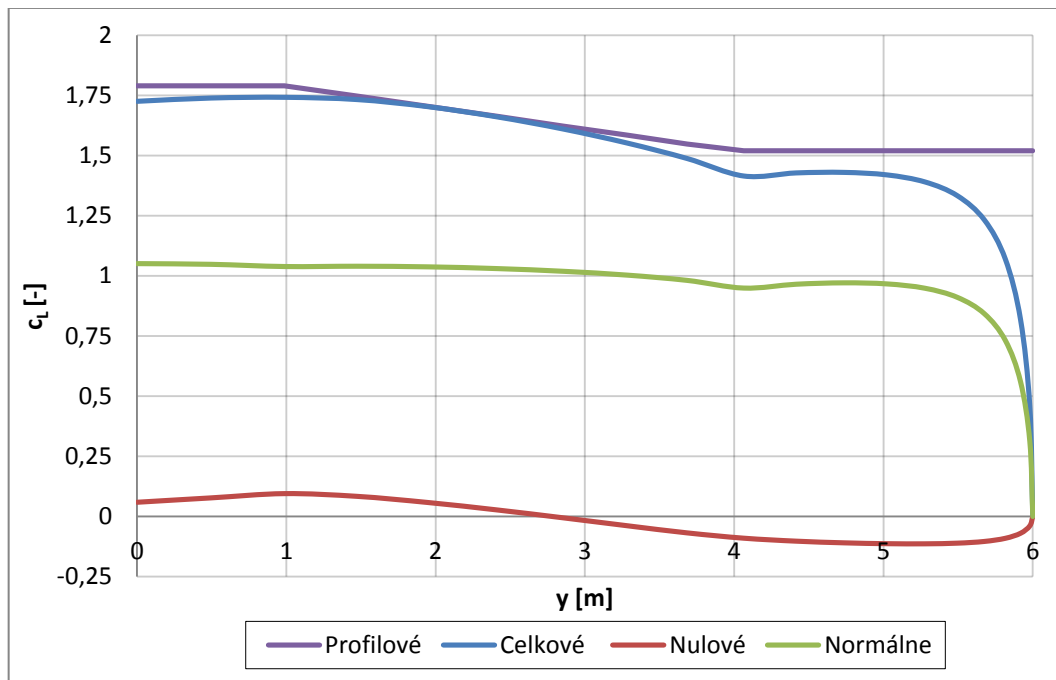


Obr. 3-4 Použité profily a geometrické krútenie krídla.

3.1.13 Rozloženie súčiniteľa vztlaku na krídle

- Čistá konfigurácia

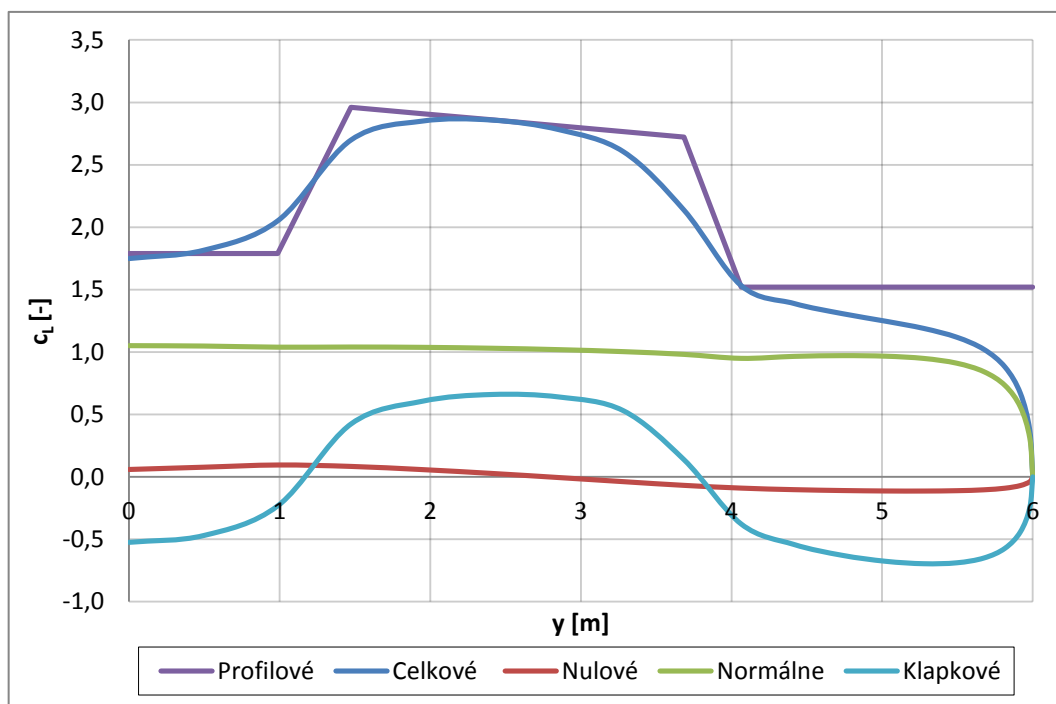
Výpočet vychádza z programu Glauert III [21].



Obr. 3-5 Rozloženie súčiniteľa vztlaku po rozpätí krídla v čistej konfigurácii.

Na počiatku krídelka bude zásoba vztlaku proti odtrhnutiu prúdu **0,06184**, čo v dostatočnej miere vyhovuje.

- Pristávací konfigurácia



Obr. 3-6 Rozloženie súčiniteľa vztlaku po rozpätí krídla v čistej konfigurácii.

3.2 Návrh chvostových plôch [3,4]

Hlavnou funkciou chvostových plôch je zaistenie pozdĺžnej a smerovej stability a riaditeľnosti letúna vo všetkých režimoch letu. Pri návrhu základných geometrických charakteristík a tiež vzájomného usporiadania sa najčastejšie vychádza zo skúseností už existujúcich podobných letúnov. Úplný návrh chvostových plôch je závislý na mnohých charakteristikách, ktoré nie sú v prvotnom návrhu postihnuteľné, napr. z dôvodu nedostatočného množstva aerodynamických podkladov, a tak často podliehajú nutným úpravám počas neskoršieho vývoja.

3.2.1 Voľba vzájomného usporiadania

Vzájomná poloha chvostových plôch zohráva dôležitú úlohu pri posudzovaní možnosti vyberania vývrtky. Pri nevhodnom usporiadaní môže v dôsledku tienenia smerového kormidla dochádzať k zníženiu jeho účinnosti, čo negatívnym spôsobom ovplyvňuje vývrtkové vlastnosti letúna. Pre navrhovaný letún boli zvolené chvostové plochy **typu T**. Výšková poloha VOP s týmto koncepčným usporiadaním výrazným spôsobom zvyšuje aerodynamickú účinnosť chvostových plôch. Z konštrukčného hľadiska predstavuje navrhnuté riešenie menej priaznivé riešenie z hľadiska prenosu zaťaženia a má za následok zvýšenie hmotnosti konštrukcie.

3.2.2 Mohutnosť chvostových plôch

Vyvodzované reakčné momenty závisia predovšetkým na veľkosti chvostových plôch a vzdialenosti pôsobiska vyvažovacích aerodynamických síl k ťažisku letúna. S cieľom zahrnúť vplyv základných geometrických parametrov pre návrh chvostových plôch bola zavedená integrálna bezrozmerná veličina nazývaná mohutnosť definovaná nasledovne:

Mohutnosť VOP:

$$V_{VOP} = \frac{S_{VOP}}{S} \frac{l_{VOP}}{c_A} \quad (3.4)$$

Mohutnosť SOP:

$$V_{SOP} = \frac{S_{SOP}}{S} \frac{l_{SOP}}{b} \quad (3.5)$$

Vzhľadom k priamemu a pozitívnemu vplyvu mohutnosti VOP na posun aerodynamického stredú letúna smerom dozadu je vyššia hodnota prijateľná z hľadiska zaistenia potrebnej miery pozdĺžnej statickej stability.

Doporučené hodnoty mohutností na základe literatúry sú:

V_{VOP}	0,5÷0,8	[4],[5],[6]
	0,67	[7]
V_{SOP}	0,04÷0,08	[4],[5],[6]
	0,044	[7]

Je treba poznamenať, že rozsah mohutností uvedený v [4],[5],[6] je stiahnutý k aerodynamickému stredú letúna bez VOP a priemerná hodnota mohutností na základe [7] k polohe ťažiska. Z tohto dôvodu nie je možné s absolútnou presnosťou tieto hodnoty porovnávať a vo fáze koncepčného návrhu je tento odhad mohutností dostačujúci.

3.2.3 Plocha chvostových plôch

Plocha chvostových plôch bola stanovená na základe rozborov mohutností uvedenej v predchádzajúcej kapitole. Voľba veľkosti SOP, vzhľadom na asymetrické obtekanie konfigurácie krídlo-trup, predstavuje komplexnejší problém a je potrebné uvážiť polohu voči trupu a veľkosť vzopätia. Pri zvolenom usporiadaní výškovou polohou VOP voči SOP je efektivita SOP výrazným spôsobom zvýšená. Na základe literatúry [5] sú doporučené vzťahné plochy chvostových plôch k ploche krídla:

S_{VOP}/S	0,15÷0,25
S_{SOP}/S	0,08÷0,17

3.2.4 Štíhlosť chvostových plôch

Štíhlosť je dôležitým parametrom, ktorý má priamy vplyv na sklon vztlakovej čiary a rozhoduje o odtrhávaní prúdu, a teda o zachovaní účinnosti v širokom rozsahu režimov letov.

Doporučené hodnoty štíhlostí:

A_{VOP}	3÷6	[4],[5],[6]
A_{SOP}	1,5÷2,5	[4]
	1÷2	[3]
	1,5÷2	[5]

3.2.5 Zúženie chvostových plôch

Vyplyva predovšetkým z hmotnostných a tuhostných požiadaviek.

Doporučené hodnoty zúžení:

λ_{VOP}	1÷3	[3]
	1,5÷2,5	[5]
λ_{SOP}	<2	[3]
	1,5÷2,5	[5]

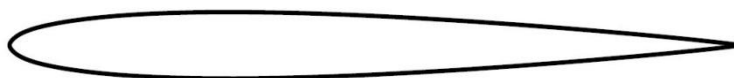
3.2.6 Plocha výškového (VK) a smerového kormidla (SK)

Veľkosť kormidiel je jeden z parametrov, ktorý ovplyvňuje sily v riadení letúna. Doporučený rozsah pomeru plôch kormidiel k stabilizátorom je daný:

S_{VK}/S_{VOP}	0,3÷0,45	[5]
	0,3÷0,4	[4]
S_{SK}/S_{SOP}	0,3÷0,5	[5]
	0,3÷0,5	[4]

3.2.7 Výber profilu chvostových plôch

Pre chvostové plochy bol zvolený symetrický profil **NACA-009**, vid' obr. 3-7.



Obr. 3-7 Profil NACA-009.

3.2.8 Návrh VOP a VK

Pôdorysný tvar VOP bol zvolený ako lichobežníkový so zaoblenými koncovými oblúkmi. Základné geometrické parametre sú uvedené v tab. 3-6.

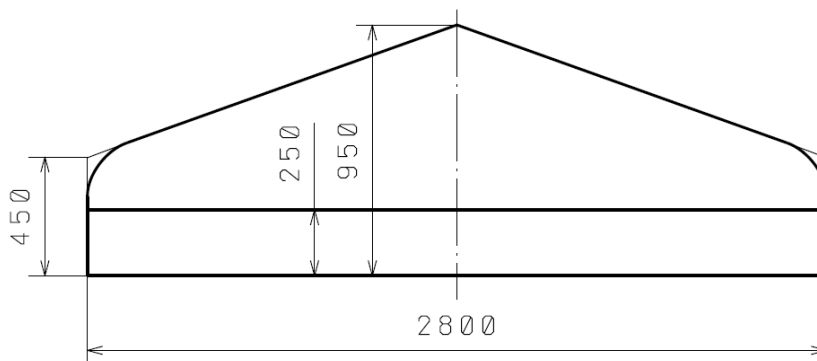
Hĺbka strednej aerodynamickej tetivy VOP

Pri výpočte bol zanedbaný koncový oblúk a pôdorysný tvar VOP bol považovaný za lichobežníkový, čo umožňuje jednoduchý výpočet:

$$c_{A,VOP} = \frac{2}{3} \frac{c_{0,VOP}^2 + c_{0,VOP} \cdot c_{k,VOP} + c_{k,VOP}^2}{c_{0,VOP} + c_{k,VOP}} \quad (3.6)$$

Tab. 3-6 Základné geometrické parametre VOP a VK.

Rozpätie VOP	b_{VOP}	2,8	[m]
Plocha VOP	S_{VOP}	1,96	[m ²]
Hĺbka tetivy koreňového profilu	$c_{0,VOP}$	0,95	[m]
Hĺbka tetivy koncového profilu	$c_{k,VOP}$	0,45	[m]
Štíhlosť	A_{VOP}	4,00	[-]
Zúženie	λ_{VOP}	2,11	[-]
Stredná aerodynamická tetiva	$c_{A,VOP}$	0,7298	[m]
Plocha VK	S_{VK}	0,7	[m ²]



Obr. 3-8 Pôdorysný tvar VOP.

3.2.9 Návrh SOP a SK

Pre určenie základných geometrických parametrov SOP je v dôsledku ich nesymetricnosti potrebné modifikovať výpočtové vzťahy, ktoré platili pre krídlo a VOP.

Geometrické parametre SOP [2]

Vzťažná plocha

$$S_{SOP} = \frac{h_{SOP}}{2} (c_0 + c_k) \quad (3.7)$$

Hĺbka strednej aerodynamickej tetivy

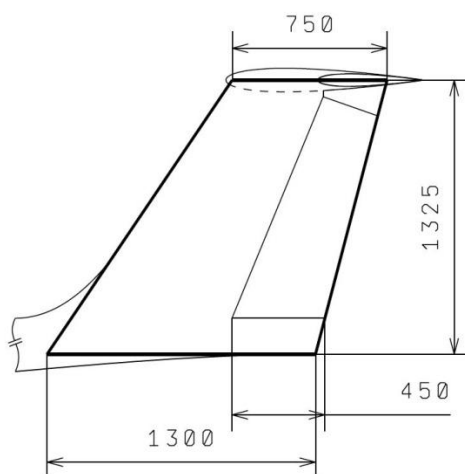
$$c_{A,SOP} = \frac{h_{SOP}}{3S_{SOP}} (c_0^2 + c_0 c_k + c_k^2) \quad (3.8)$$

Vertikálna poloha strednej aerodynamickej tetivy

$$h_{A,SOP} = \frac{h_{SOP}^2}{6S_{SOP}} (c_0 + 2c_1) \quad (3.9)$$

Tab. 3-7 Základné geometrické parametre SOP a SK.

Výška	h_{SOP}	1,325	[m]
Vzťažná plocha	S_{SOP}	1,36	[m ²]
Hĺbka tetivy koreňového profilu	$c_{0,SOP}$	1,3	[m]
Hĺbka tetivy koncového profilu	$c_{k,SOP}$	0,75	[m]
Štíhlosť	A_{SOP}	1,29	[-]
Zúženie	λ_{SOP}	1,73	[-]
Stredná aerodynamická tetiva	$c_{A,SOP}$	1,0496	[m]
Vertikálna poloha SAT	$h_{A,SOP}$	0,6033	[m]
Plocha SK	S_{SK}	0,41	[m ²]

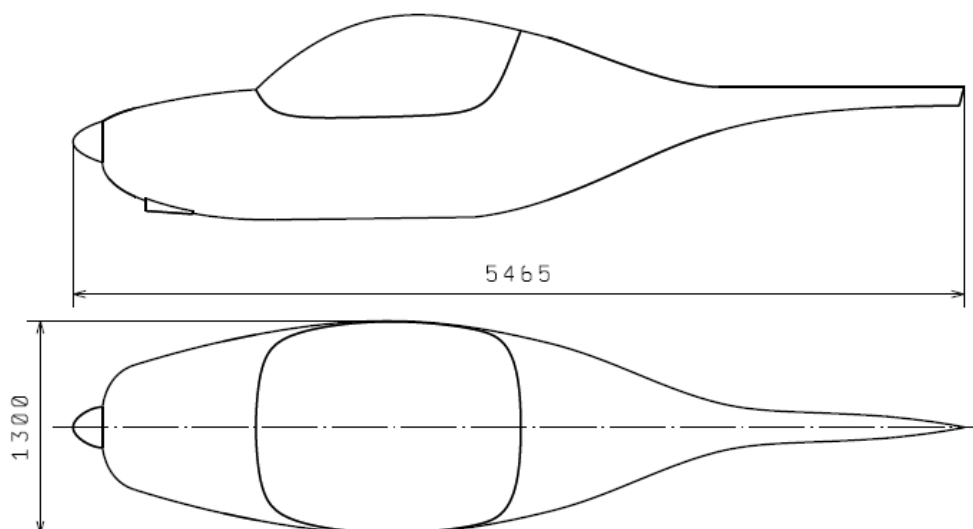


Obr. 3-9 Pôdorysný tvar SOP.

Z definičného vzťahu 3.5 je zrejmé, že veľkosť mohutnosti SOP je nepriamo úmerná rozpätiu krídla. Vzhľadom k pomerne vysokej hodnote tohto parametru boli prvotné odhady mohutnosti výrazne nižšie než doporučená hodnota.

3.3 Návrh trupu

Základnými navrhovanými geometrickými veličinami pri návrhu trupu sú dĺžka a šírka. Dĺžka trupu rozhoduje o veľkosti ramien chvostových plôch. Šírka trupu bola zvolená s prihliadnutím na spôsob usporiadania sedadiel navrhovaného letúna – vedľa seba. Pri návrhu bolo tiež vhodné uvážiť možnosť vytvorenia priestoru pre umiestnenie akumulátorov. Táto možnosť bude dôkladne prešetrená v rámci hmotnostného rozboru v kap. 5.



Obr. 3-10 Návrh trupu.

3.4 Návrh pohonnej sústavy

3.4.1 Pohonná jednotka

Vzhľadom na nie príliš dostupné možnosti výberu elektromotora sa vychádza z existujúcich súčasných motorov implementovaných firmami Evector a Pipistrel. Základné parametre elektromotorov sú zobrazené v tab. 3-8.

Tab. 3-8 Základné parametre používaných elektrických motorov.

Veličina	Letún	
	SportStar EPOS	Alpha Electro
Názov	REB 90	-
Napájacie napätie [V]	380	-
Trvalý výkon [kW]	30	-
Maximálny výkon [kW]	80	85
Pracovné otáčky [1/min]	2 200	2 200
Hmotnosť [kg]	20	14

Riešenie zástavby pohonnej jednotky



Obr. 3-11 Zástavba motoru letúna EPOS.



Obr. 3-12 Zástavba motoru letúna Alpha Electro.

V nasledujúcich rozboroch budú pre pohonnú jednotku uvažované výkonové a hmotnostné parametre elektromotora **REB 90**.

3.4.2 Voľba akumulátorov

Jedným z parametrov, ktorý v súčasnosti rozhoduje o rentabilnosti prevádzky elektrických letúnov, je tzv. merná špecifická energia akumulátorov, ktorá vyjadruje množstvo uskladnenej energie stiahnuté na jednotkové množstvo. Táto veličina tak predstavuje vhodný porovnávací nástroj, ktorý môže byť smerodajný pri výbere akumulátorov. Špecifická energia závisí predovšetkým na použitej technológii. Na súčasnom trhu dosahujú najvyšších hodnôt akumulátory na báze Li-Pol a Li-Ion. Stručné porovnanie výhod a nevýhod jednotlivých technologických riešení prezentuje tab. 3-9.

Tab. 3-9 Porovnanie dvoch v súčasnosti najpoužívanějších technológií akumulátorov.[23]

Li-Pol		Li-Ion	
+	–	+	–
Možnosť rôzneho tvaru článkov	Nižšia špecifická energia	Vyššia špecifická energia	Malé náklady na údržbu (nepotrebnú periodické vybíjanie)
Vyššie vybíjacie a nabíjacie prúdy	Nižšia životnosť	Nízke samovybíjanie	Nízke vybíjacie prúdy (kvôli bezpečnosti potrebujú ochranu)
Vyššia bezpečnosť (ochrana proti prebíjaniu a vybíjaniu)	Cena	-	Cena
Nižšia hmotnosť	Dostupnosť štandardizovaných článkov	-	-

Pre vybraný koncepčný návrh bola zvolená technológia **Li-Ion**. Dôvodom je priemerne vyššia špecifická energia ako v prípade článkov Li-Pol a tiež skutočnosť, že nároky na vybíjacie prúdy nebudú v tomto prípade tak výrazné. Z prieskumu trhu dostupných Li-Ion akumulátorov bolo vybraných niekoľko článkov, ktorých špecifické energie je uvedené v tab. 3-10.

Tab. 3-10 Špecifická energia vybraných akumulátorov.

Model článku	Špecifická energia [Wh/kg]
LG 18650 B4	204
LG 18650 D2	229
LG 18650 F1L	249
LG 18650 MH1	237
LG 18650 MJ1	254
Panasonic NCR18650B	243
Panasonic NCR18650BD	217
Panasonic NCR18650BF	243
Panasonic NCR18650GA	224
Panasonic NCR18650PF	207
Panasonic UR18650ZTA	220
Samsung INR18650-35E	252

Pre koncepčný návrh boli zvolené akumulátory **LG 18650 MJ1**, ktoré z uvedenej štatistiky dosahujú najvyššiu špecifickú energiu. Hodnoty parametrov použitých článkov sú uvedené v tab. 3-11.

Tab. 3-11 Technické parametre článkov LG 18650 MJ1.

Nominálna kapacita	3500	mAh
Minimálna kapacita	3400	mAh
Nominálne napätie	3,635	V
Maximálny vybíjací prúd	10	A
Hmotnosť	47÷49	g
Špecifická energia	254	Wh/kg

Nominálna zásoba energie akumulátorových blokov: 27 457,4 Wh.

Zástavba akumulátorov na stávajúcich letúnoch

V konkurenčných riešeniach na trhu stávajúcich letúnov sú akumulátory umiestnené v uzavretých boxoch, ktoré v prípade potreby umožňujú jednoduchú výmenu celého boxu, resp. samotných článkov.

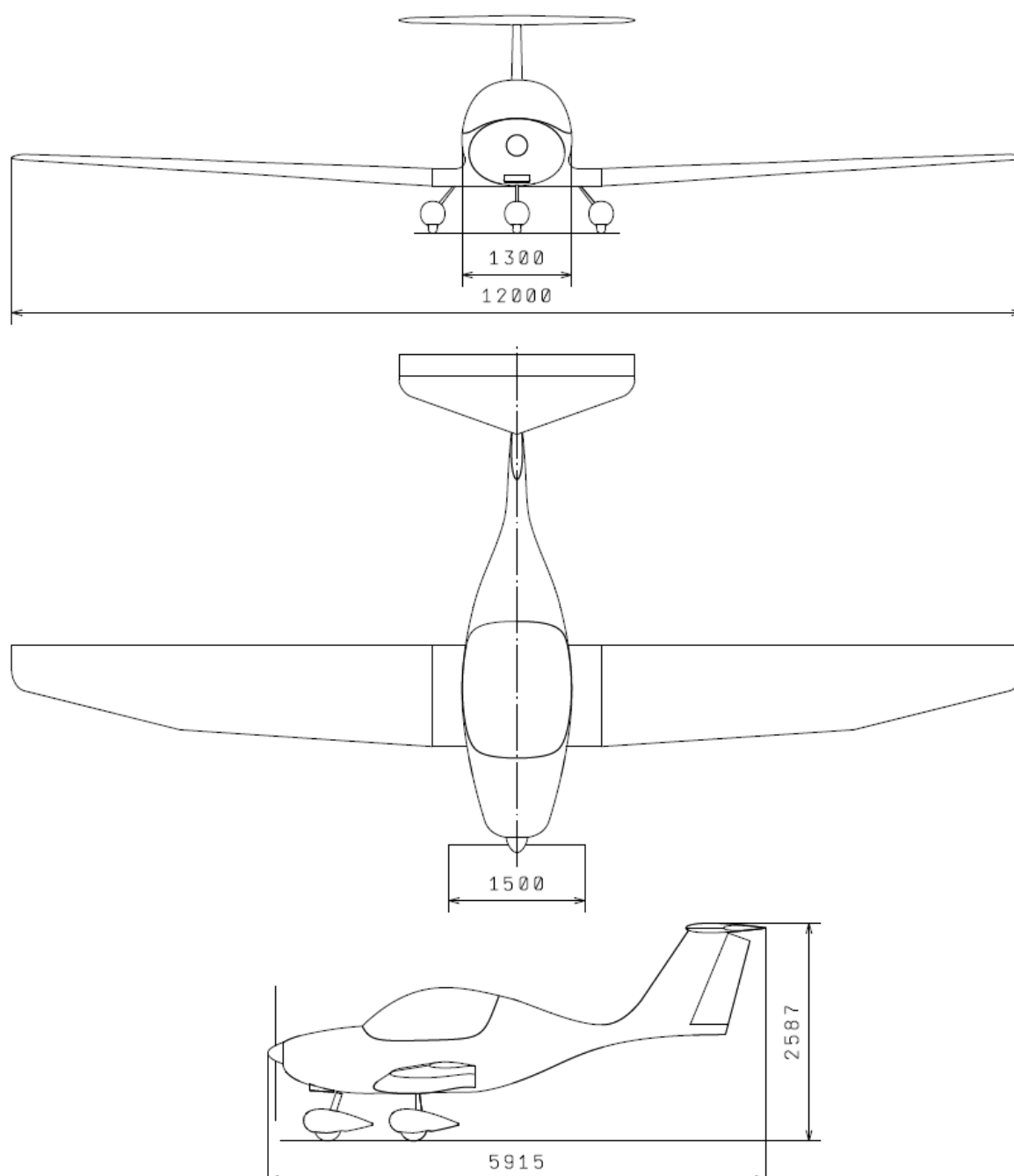


Obr. 3-13 Zástavba akumulátorov na letúne Alpha Electro.[24]



Obr. 3-14 Zástavba akumulátorov na RX1E.[25]

3.4.3 Muška letúna



4 Obálka zaťaženia [10]

Obálka zaťaženia predstavuje rozsah rýchlostí a násobkov v rámci ktorých sa letún musí udržať vo všetkých režimoch letu. Výpočet vychádza z predpisových požiadaviek CS–LSA. Všetky výpočty sú prevedené pre maximálnu vzletovú hmotnosť 600 kg a výšku 0 m MSA.

4.1 Manévrová obálka

Násobky zaťaženia

Rozsah maximálnych, resp. minimálnych povolených násobkov zaťaženia je definovaný predpisom:

Kladný násobok nesmie byť menší ako 4,0.
Záporný násobok nesmie byť vyšší než –2,0.

Kladný násobok

$$n_1 = 4$$

Záporný násobok

$$n_2 = -2$$

Návrhové rýchlosti

Pádová rýchlosť

$$v_{S1} = \sqrt{\frac{2 m g}{S \rho_0 c_{Lmax}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{12 \cdot 1,225 \cdot 1,5855}} = 22,46 \text{ m/s} = 80,89 \text{ km/h}$$

Návrhová obratová rýchlosť

$$v_A = v_{S1} \sqrt{n_1} = 80,89 \sqrt{4} = 161,73 \text{ km/h}$$

Návrhová cestovná rýchlosť

$$v_{Cmin} = 33 \sqrt{\frac{W}{S}} = 33 \sqrt{\frac{1322,77}{129,17}} = 105,6 \text{ kts} = 195,58 \text{ km/h}$$

Na základe predpisu nemusí byť návrhová cestovná rýchlosť vyššia než $0,9 \cdot v_H$:

$$v_C \leq 0,9 \cdot v_H = 0,9 \cdot 234,5 = 211,5 \text{ km/h}$$

Voľba cestovnej rýchlosti:

$$v_C = 200 \text{ km/h}$$

Návrhová rýchlosť strmhlavého letu

$$v_D = 1,4 \cdot v_{Cmin} = 1,4 \cdot 195,58 = 273,81 \text{ km/h}$$

Pri lete na chrbte:

$$c_{Lmin} = 0,8 \cdot c_{Lmax} = 0,8 \cdot 1,5855 = 1,2684$$

Pádová rýchlosť pri lete na chrbte

$$v_{SG} = \sqrt{\frac{2 m g}{S \rho_0 c_{Lmin}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{12 \cdot 1,225 \cdot 1,2684}} = 25,12 \text{ m/s} = 90,44 \text{ km/h}$$

Návrhová obratová rýchlosť pri lete na chrbte

$$v_G = v_{SG} \sqrt{n_2} = 90,44 \sqrt{2} = 127,90 \text{ km/h}$$

Výsledné parametre manévrovej obálky

Tab. 4-1 Návrhové rýchlosti manévrovej obálky.

Návrhové rýchlosti [km/h]		
Pádová rýchlosť	v_{S1}	80,89
Návrhová obratová rýchlosť	v_A	161,73
Návrhová cestovná rýchlosť	v_C	200,00
Návrhová rýchlosť strmhlavého letu	v_D	273,81
Maximálna rýchlosť horizontálneho letu	v_H	234,50
Pádová rýchlosť s klapkami	v_{SG}	90,44
Návrhová obratová rýchlosť pri lete na chrbte	v_G	127,90

4.2 Klapková obálka

Násobok zaťaženia pri lete s vysunutými klapkami

$$n_F = 2$$

Pádová rýchlosť s klapkami

$$v_{S0} = \sqrt{\frac{2 m g}{S \rho_0 c_{L,KL}}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{12 \cdot 1,225 \cdot 2,112}} = 19,47 \text{ m/s} = 70,09 \text{ km/h}$$

Návrhová obratová rýchlosť letu s vysunutými klapkami

$$v_{AF} = v_{S0} \sqrt{n_F} = 70,09 \sqrt{2} = 99,12 \text{ km/h}$$

Návrhová rýchlosť s vysunutými klapkami sa navrhuje tak aby vyhovela predpisovým požiadavkám:

- Musí byť 1,4 krát vyššia než pádová rýchlosť v čistej konfigurácii (v_{S1}):

$$v_F > 1,4 \cdot v_{S1} = 1,4 \cdot 80,74 = 113,04 \text{ km/h}$$

- 2,0 krát vyššia než pádová rýchlosť s vysunutými klapkami (v_{S0}).

$$v_F > 2 \cdot v_{S0} = 2 \cdot 70,09 = 140,18 \text{ km/h}$$

Voľba návrhovej rýchlosti s vysunutými klapkami spĺňajúca uvedené podmienky:

$$v_F = 150 \text{ km/h}$$

Výsledné parametre klappkovej obálky

Tab. 4-2 Návrhové rýchlosti klappkovej obálky.

Návrhové rýchlosti [km/h]		
Pádová rýchlosť s klapkami	v_{S0}	70,09
Návrhová obratová rýchlosť s vysunutými klapkami	v_{AF}	99,12
Návrhová rýchlosť s vysunutými klapkami	v_F	150,00

4.3 Poryvová obálka

Násobok zaťaženia pri poryve

$$n = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \cdot K_g \cdot \rho_0 \cdot U_{DE} \cdot v \cdot c_{L\alpha}}{\frac{m \cdot g}{S}}$$

Zmierňujúci súčiniteľ

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 17,15}{5,3 + 17,15} = 0,67$$

Hmotnostný pomer letúna

$$\mu_g = \frac{\frac{2 m g}{S}}{\rho_0 c_A c_{L\alpha} g} = \frac{\frac{2 \cdot 600 \cdot 9,80665}{12}}{1,225 \cdot 1,0424 \cdot 5,5887 \cdot 9,80665} = 17,15$$

Rýchlosť poryvu $U_{DE} = 25 \text{ fps (7,62 m/s)}$

$$n_{vD+} = 1 + \frac{\frac{1}{2} K_g \rho_0 U_{DEvD} v_D c_{L\alpha}}{\frac{m g}{S}} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,67 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 76,06 \cdot 5,5887}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12}} = 3,72$$

$$n_{vD-} = 1 - \frac{\frac{1}{2} K_g \rho_0 U_{DEvD} v_D c_{L\alpha}}{\frac{m g}{S}} = 1 - \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,67 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 76,06 \cdot 5,5887}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12}} = -1,72$$

Rýchlosť poryvu $U_{DE} = 50 \text{ fps (15,24 m/s)}$

$$n_{vC+} = 1 + \frac{\frac{1}{2} K_g \rho_0 U_{DEvC} v_D c_{L\alpha}}{\frac{m g}{S}} = 1 + \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,67 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 55,56 \cdot 5,5887}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12}} = 4,97$$

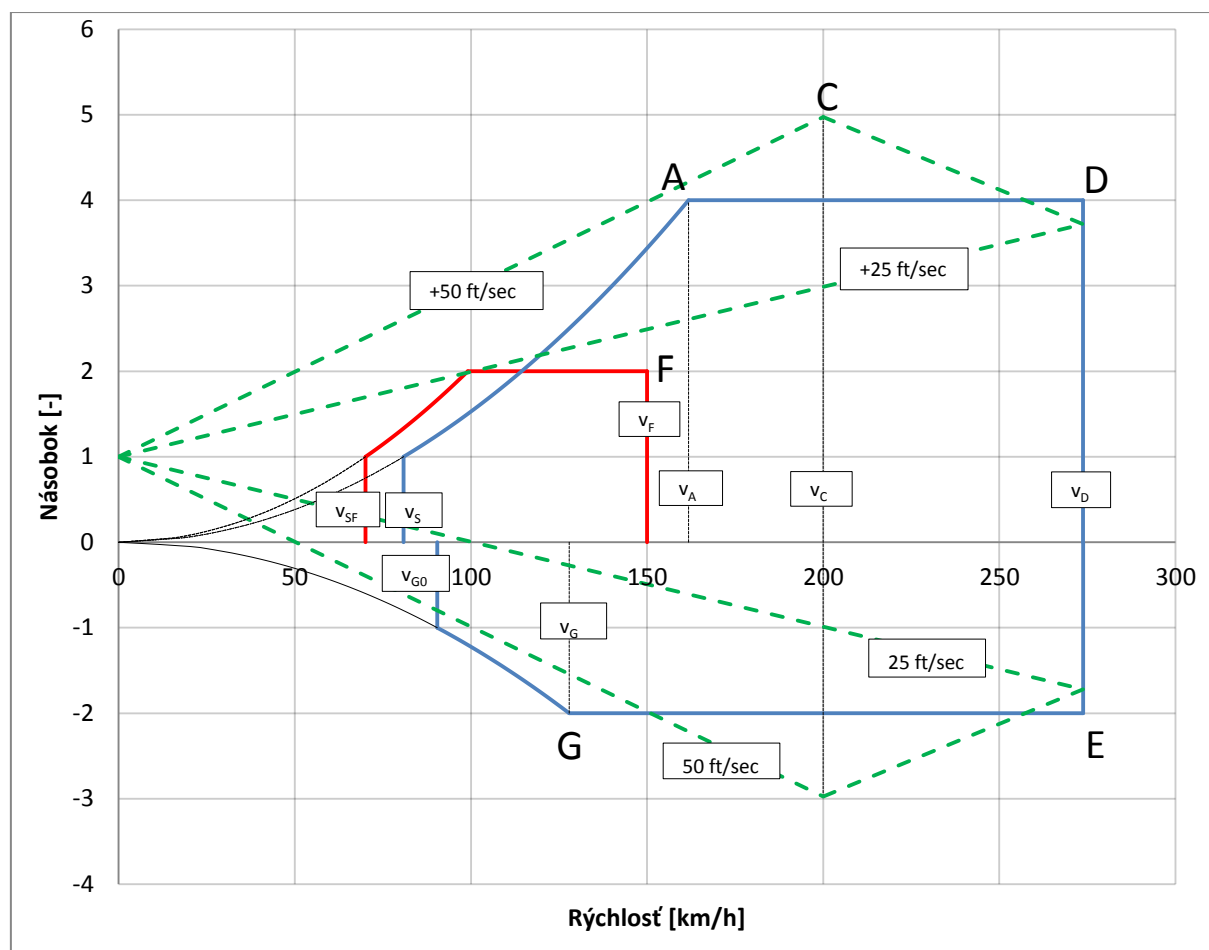
$$n_{vC-} = 1 - \frac{\frac{1}{2} K_g \rho_0 U_{DEvC} v_D c_{L\alpha}}{\frac{m g}{S}} = 1 - \frac{\frac{1}{2} \cdot 0,67 \cdot 1,225 \cdot 7,62 \cdot 55,56 \cdot 5,5887}{\frac{600 \cdot 9,80665}{12}} = -2,97$$

Výsledné parametre poryvovej obálky

Tab. 4-3 Násobky zaťaženia v kľúčových bodoch poryvovej obálky.

Násobky zaťaženia pri poryvoch		
Kladný násobok pre cestovnú rýchlosť	v_{D+}	3,72
Záporný násobok pre cestovú rýchlosť	v_{D-}	-1,72
Kladný násobok pre rýchlosť strmhlavého letu	v_{C+}	4,97
Záporný násobok pre rýchlosť strmhlavého letu	v_{C-}	-2,97

4.4 Výsledná obálka zaťaženia



Obr. 4-1 Obálka zaťaženia.

5 Hmotnostný rozbor

5.1 Rozbor hmôt jednotlivých častí letúna

Rozbor hmôt letúna predstavuje postupný iteračný proces, ktorý je neoddeliteľnou súčasťou vývoja nového letúna. Podrobné stanovenie hmotností jednotlivých častí a ich optimalizácia vedie k zvýšeniu užitočného zaťaženia, letových výkonov, a tiež technicko-ekonomickej charakteristiky letúna. Snaha konštruktérov je preto minimalizovať hmotnosť konštrukcie bez ohrozenia bezpečnosti a spoľahlivosti prevádzky. Veľmi dôležitá je znalosť rozloženia hmotnosti jednotlivých častí letúna, čo určuje výslednú polohu ťažiska. Rozsah polohy ťažiska (centráž) je kľúčovým parametrom pri určovaní letových vlastností a rozhoduje o miere stability či riaditeľnosti.

Primárny cieľ tejto práce si však na exaktnom odhade jednotlivých komponentov nezakladá, a to aj z dôvodu nedostupných dát. Odhad ťažiska prázdneho letúna bude znova stanovený na základe odhadu podobných letúnov.

Odhad hmotnosti v prvom priblížení:

$$\overline{m}_{ST} + \overline{m}_{SE} + \frac{1}{m_{TOW}} (m_{PU} + m_U + m_F) = 1 \quad (5.1)$$

Význam jednotlivých členov:

m_{TOW} – maximálna vzletová hmotnosť

m_{PU} – hmotnosť pohonnej sústavy

m_U – hmotnosť užitočného zaťaženia

m_F – hmotnosť akumulátorov

\overline{m}_{ST} – hmotnosť konštrukcie draku (pomerná)

\overline{m}_{SE} – hmotnosť systémov a vybavenia (pomerná).

V prípade návrhu letúna v kategórii CS-LSA bude obmedzujúcim faktorom hodnota maximálnej vzletovej hmotnosti, ktorá predstavuje **600 kg**. S uvažovaním tejto skutočnosti predstavuje neznámu veličinu hmotnosť akumulátorov, ktorá sa stanoví nasledovne:

$$m_F = m_{TOW}(1 - \overline{m}_{ST} - \overline{m}_{SE}) - m_U - m_{PU}$$

Určenie hmotnosti jednotlivých členov

Predbežný odhad je možné uskutočniť buď výpočtovými vzťahmi alebo už známymi použitím štatistických údajov existujúcich letúnov.

1. Hmotnosť konštrukcie draku, systémov a vybavenia

Tab. 5-1 Pomerná hmotnosť vyjadrená v % (stiahnutá k maximálnej vzletovej hmotnosti).

Štatistický rozbor	Štatistika ROSKAM [8]	Iné zdroje [3,19]	
43,9	43,5	42	41

Uvažovaná hodnota:

$$\overline{m}_{ST} + \overline{m}_{SE} = \mathbf{0,44}.$$

Poznámka: Táto hmotnosť zahŕňa tiež hmotnosť akumulátorových boxov.

2. Hmotnosť užitočného zaťaženia

Zahŕňa hmotnosť pilota, kopilota a nákladu. Požiadavkou je dvojmiestny letún, predpokladaná hmotnosť osoby = 90kg a batožiny 10kg.

Celková hmotnosť užitočného zaťaženia

$$m_U = 190 \text{ kg.}$$

3. Hmotnosť pohonnej sústavy

Hmotnosť elektromotora

$$m_M = 20 \text{ kg}$$

Hmotnosť pohonnej jednotky zahŕňa tiež nasledujúce komponenty:

1. Riadiaca jednotka
2. Frekvenčný menič
3. Chladič
4. Vrtuľa

Celková predpokladaná hmotnosť komponentov pohonnej sústavy (bez pohonnej jednotky) bola prevzatá z [20].

$$m_{PU} = 37 \text{ kg.}$$

Celková hmotnostná bilancia koncepcného návrhu

Tab. 5-2 Hmotnostná bilancia koncepcného návrhu.

kg		
Hmotnosť konštrukcie draku, systémov a vybavenia	264	
Hmotnosť pohonnej sústavy	Motor	20
	Počítač	1
	Menič	7
	Chladič	4
	Vrtuľa	5
Hmotnosť užitočného zaťaženia	Posádka	180
	Batožina	10
Hmotnosť akumulátorov	109	
Maximálna vzletová hmotnosť	600	

%	
Hmotnosť konštrukcie draku, systémov a vybavenia	44
Hmotnosť pohonnej sústavy	6,2
Hmotnosť užitočného zaťaženia	31,7
Hmotnosť akumulátorov	18,2
Σ	100

Počet článkov akumulátorov

$$\text{Počet článkov} = \frac{\text{Celková hmotnosť akumulátorov}}{\text{Hmotnosť jedného článku}} = \frac{109}{0,047} \approx 2319 \Rightarrow \mathbf{2300}$$

Skutočná hmotnosť použitých akumulátorov

$$m_{BAT} = 108,1 \text{ kg}$$

5.2 Centrážny rozbor

Znalosť rozsahu polohy ťažiska zohráva dôležitú úlohu pri riešení letových vlastností. V prvotnej fáze novovznikajúceho projektu je však precízny odhad polohy ťažiska prázdneho letúna veľmi náročným procesom. Problém spočíva v nedokonalnej znalosti rozloženia hmôt jednotlivých častí draku, a tak nepresnosť výslednej polohy ťažiska vzniká už v tejto fáze. Z týchto dôvodov sa bude aj táto časť opierať o štatistické údaje stávajúcich letúnov, z ktorých bude odhad polohy ťažiska vychádzať.

Tab. 5-3 Štatistické údaje polohy ťažiska prázdnych letúnov.

Názov	Výrobca	Poloha ťažiska prázdneho letúna x_c [% c_A]
Sport Cruiser	Czech Sport Aircraft	30
GXiS	Remos	28
Harmony	Evektor	20
Sting S4	TL Ultralight	22,83
CH-701	Zenair Ltd	21,6
Priemerná hodnota		24,5

Priemerná hodnota prázdnej hmotnosti letúnov so spaľovacím pohonom

$$\bar{m}_e = 340 \text{ kg}$$

Priemerná hodnota hmotnosti motora, palivovej sústavy a vrtule

$$\bar{m}_p = 84,6 \text{ kg}$$

Priemerná hodnota prázdnej hmotnosti letúna bez motora, palivovej sústavy a vrtule

$$\bar{m} = \bar{m}_e - \bar{m}_p = 340 - 84,6 = 255,4 \text{ kg}$$

Poloha ťažiska prázdneho letúna

$$x_{T,e} = \frac{x_c}{100} \cdot c_A + x_{SAT} = \frac{24,5}{100} \cdot 1\,041 + 1\,363 = 1\,815 \text{ mm}$$

Hodnoty x_{SAT} a c_A odpovedajú koncepčnému návrhu.

Poloha ťažiska motora, palivovej sústavy a vrtule

$$x_{T,p} = 600 \text{ mm}$$

Poloha ťažiska letúna bez motora, palivovej sústavy a vrtule

$$x_T = \frac{\bar{m}_e \cdot x_{T,e} - \bar{m}_p \cdot x_{T,p}}{\bar{m}_e - \bar{m}_p} = \frac{340 \cdot 1\,816 - 84,6 \cdot 600}{340 - 84,6} = 1\,956 \text{ mm}$$

Poloha ťažiska prázdneho letúna bez motora, palivovej sústavy a vrtule vyjadrená v % c_A

$$x_c = \frac{x_{T,e} - x_{SAT}}{c_A} \cdot 100 = \frac{1\,816 - 1\,363}{1\,041} \cdot 100 = 56,9$$

Zástavba pohonnej sústavy s ohľadom na cetráž

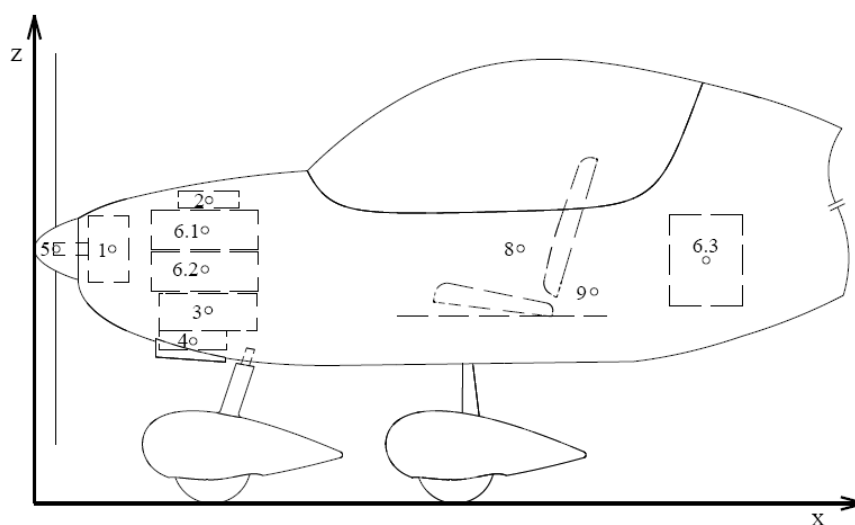
Kľúčová úloha v rámci hmotnostného rozboru bola, predovšetkým, zástavba bloku akumulátorov. V tejto oblasti je možná pomerne široká variácia riešení, no pri návrhu je potrebné vziať v úvahu všetky klady a zápory s tým spojené. Tieto faktory je možné zhrnúť v niekoľkých bodoch:

1. Zaisťovať schopnosť dostatočného chladenia
2. Prístup k výmene jednotlivých článkov
3. Priaznivé rozloženie hmoty s ohľadom na centráž
4. Čo najmenšia vzdialenosť od frekvenčného meniča
5. Čo najmenšie narušenie nosnej konštrukcie

S uvažovaním všetkých výhod a nevýhod jednotlivých možností zástavby boli akumulátory rozdelené do troch akumulátorových „packov“. Ich umiestnenie je znázornené na ťažiskovom diagrame na obr. 5-1. Hmotnosti a polohy ťažísk jednotlivých blokov, ako aj ostatných komponentov elektrického pohonu sú uvedené v tab. 5-4.

Tab. 5-4 Parametre výpočtu ťažiska prázdneho letúna s pohonnou sústavou.

Číslo	Položka	Hmotnosť	Poloha ťažiska	m_i, x_{Ti} [kg.mm]
		m_i [kg]	x_T [mm]	
-	Prázdny letún	264	1 955	516 120
1	Motor	20	305	6 100
2	Počítač	1	720	720
3	Menič	7	720	
4	Chladič	4	652,5	
5	Vrtuľa	5	90	450
6.1	Akumulátory	33	700	23 100
6.2		33	700	23 100
6.3		42,1	2 760	116 196
	Σ	409,1	-	685 786



Obr. 5-1 Ťažiskový diagram letúna.

Pre výpočet rozsahu polohy ťažiska je nutné poznať všetky hmotnostné konfigurácie, v ktorých sa navrhovaný letún môže prevádzkovať. Hmotnosti a polohy ťažiska príspevkov osamotených hmôt sú zobrazené v tab. 5-5.

Tab. 5-5 Hmotnosti a polohy ťažiska príspevkov osamotených hmôt.

Číslo	Položka	Hmotnosť	Poloha ťažiska
		m [kg]	x_T [mm]
8	Pilot	90	2 000
9	Batožina	10	2 300

Kompletná zástavba elektrického pohonu je súčasťou 3D modelu a obrázková dokumentácia je súčasťou prílohy 5.

Výpočet centráže vyjadrený v % c_A

$$x_c = \frac{x_T - x_{SAT}}{c_A} \cdot 100 \quad (5.2)$$

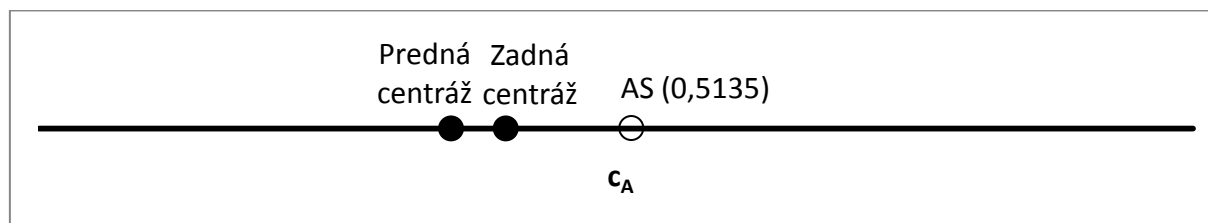
Tab. 5-6 Hodnoty centráže pre všetky hmotnostné konfigurácie.

Kombinácia	m [kg]	x_T [mm]	x_c [%csat]
1 pilot	499,1	1 735	35,71
1 pilot+batožina	509,1	1 746	36,77
2 piloti	589,1	1 775	39,60
2 piloti+batožina	599,1	1 784	40,44

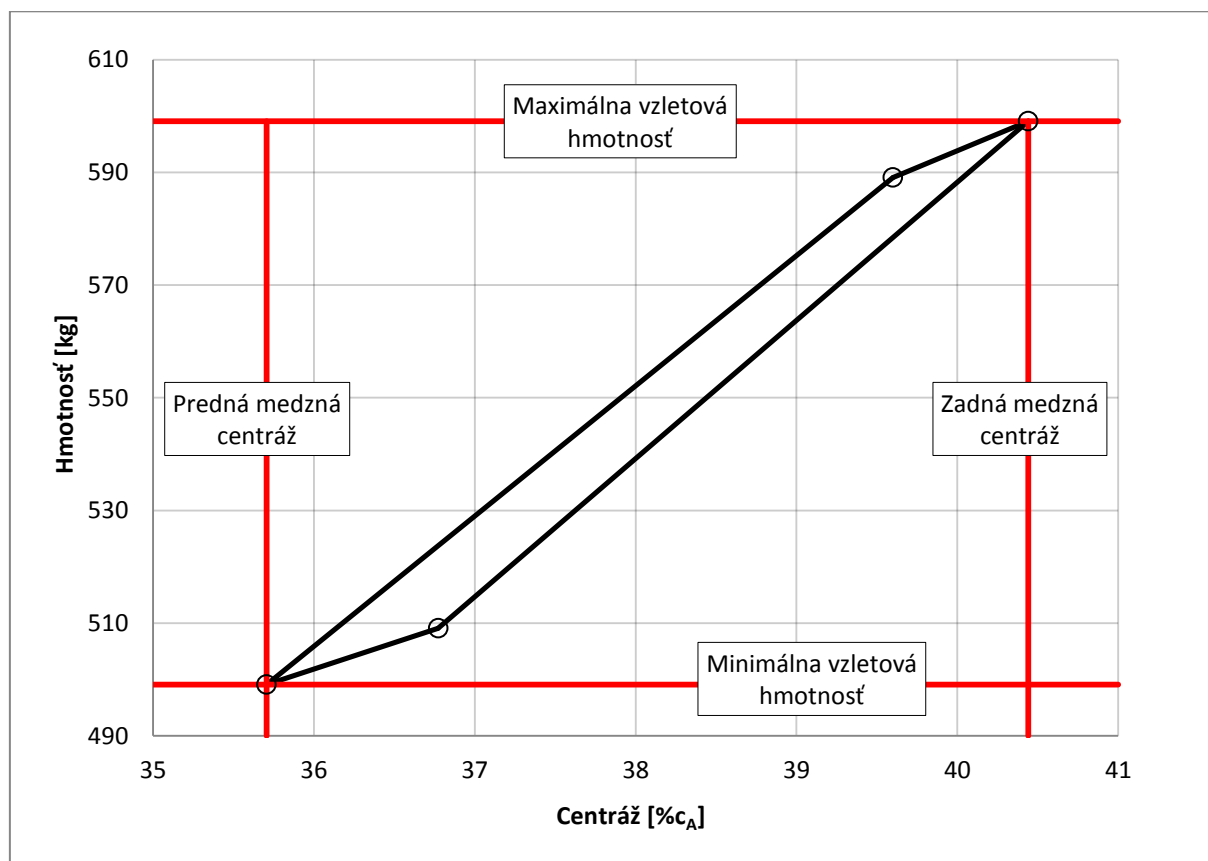
Výsledné hodnoty centrážneho rozboru a centrážny diagram

Tab. 5-7 Medzné hodnoty centrážneho roboru.

Predná centráž	35,7
Zadná centráž	40,4
Rozsah centráží	4,7
Stredná centráž	38,1



Obr. 5-2 Vyznačenie rozsahu polohy ťažiska na strednej aerodynamickej tetive.



Obr. 5-3 Centrážny diagram.

6 Aerodynamické charakteristiky

6.1 Vztlaková čiara letúna [2]

Vztlaková čiara letúna je nevyhnutnou súčasťou koncepčného návrhu novovznikajúceho letúna. Primárnym cieľom je určenie sklonu jej lineárnej časti, ktorá je nevyhnutnou potrebnou charakteristikou v ďalších rozboroch.

6.1.1 Vztlaková čiara krídla v čistej konfigurácii

Vztlaková čiara krídla je vyjadrená nasledovne:

$$c_{L,K} = c_{L0,K} + c_{L\alpha,K} \cdot \alpha_K \quad (6.1)$$

Súčiniteľ vztlaku krídla pri nulovom uhle nábehu

$$c_{L0,K} = -c_{L\alpha,K} \cdot \alpha_{0,K} \quad (6.2)$$

Kritický uhol nábehu

$$\alpha_{max,K} = \frac{c_{Lmax,K} - c_{L0,K}}{c_{L\alpha,K}} \quad (6.3)$$

Vstupné hodnoty pre výpočet vztlakovej čiary krídla vychádzajú z programu Glauert III, určené v kapitole 3.

Tab. 6-1 Vstupné hodnoty pre výpočet vztlakovej čiary krídla.

Sklon vztlakovej čiary krídla	$c_{L\alpha,K}$	5,5887	[rad ⁻¹]
Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla	$c_{Lmax,K}$	1,5855	[-]
Uhol nulového vztlaku krídla	$\alpha_{0,K}$	-3,3538	[°]

Tab. 6-2 Výsledné parametre vztlakovej čiary krídla.

Súčiniteľ vztlaku krídla pri nulovom uhle nábehu	$c_{L0,K}$	0,3271	[-]
Kritický uhol nábehu	$\alpha_{K,krit}$	12,90	[°]

6.1.2 Vztlaková čiara kombinácie krídlo-trup [8]

Trup považujeme za nevztlakové teleso a uvažíme jeho vplyv iba na sklon vztlakovej čiary:

$$c_{L\alpha,KT} = c_{L\alpha,K} \cdot K_{KT} \quad (6.4)$$

Súčiniteľ vplyvu trupu K_{KT} sa stanoví:

$$K_{KT} = 1 + 0,025 \frac{d_{TR}}{b} - 0,25 \left(\frac{d_{TR}}{b} \right)^2 \quad (6.5),$$

pričom ekvivalentný priemer trupu

$$d_{TR} = \sqrt{S_{TR} \frac{4}{\pi}} \quad (6.6),$$

a S_{TR} je plocha priečného rezu v najširšej časti trupu a bola určená na základe 3D modelu.

Tab. 6-3 Vstupné hodnoty pre výpočet vztlakovej čiary konfigurácie krídlo-trup.

Čelná plocha trupu	S_{TR}	1,31	m ²
Ekvivalentný priemer trupu	d_{TR}	1,29	m
Súčiniteľ vplyvu trupu	K_{KT}	0,9998	-

Príspevok k sklonu vztlakovej čiary krídla vplyvom trupu predstavuje rozdiel 0,02%, čo je vo fáze koncepčného návrhu zanedbateľné.

Tab. 6-4 Výsledné hodnoty výpočtu vztlakovej čiary konfigurácie krídlo-trup.

Sklon vztlakovej čiary s vplyvom trupu	$c_{L\alpha,K} = c_{L\alpha,KT}$	5,5887	[rad ⁻¹]
Súčiniteľ vztlaku konfigurácie krídlo-trup pri nulovom uhle nábehu	$c_{L0,K} = c_{L0,KT}$	0,3271	[-]

6.1.3 Vztlaková čiara VOP

Sklon vztlakovej čiary VOP k ploche krídla je daný vzťahom:

$$C_{L\alpha_{VOP}} = a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (6.7)$$

Určenie neznámych parametrov:

Sklon vztlakovej čiary VOP

$$a_{VOP} = \frac{a_{0,prof}}{\sqrt{1 + \frac{a_{0,prof}}{\pi A_{VOP}}} + \frac{a_{0,prof}}{\pi A_{VOP}}} \quad (6.8)$$

Tab. 6-5 Vstupné hodnoty pre výpočet vztlakovej čiary VOP. (Vyplývajú z voľby profilu pre VOP a zvolenej geometrie v kapitole 3.)

Sklon vztlakovej čiary profilu	$a_{0,prof}$	5,7296	[rad]
Štíhlosť VOP	A_{VOP}	4,6	[-]

Dosadením vstupných hodnôt do rovnice 6.7 získame sklon vztlakovej čiary VOP:

$$a_{VOP} = 4,9246 \text{ rad}^{-1}.$$

Hodnota súčiniteľa zníženia dynamického tlaku v mieste VOP sa určí zo vzťahu

$$k_{VOP} = 1 - \frac{2,42 \sqrt{c_{D0,K}}}{\frac{l_{VOP,OH}}{c_A} + 0,3} \quad (6.9),$$

kde $l_{VOP,OH}$ je vzdialenosť odtokovej hrany krídla a aerodynamického streda VOP.

Tab. 6-6 Vstupné hodnoty pre výpočet súčiniteľa zníženia dynamického tlaku v mieste VOP. (Odpor krídla bol stanovený v kap. 6.2.1 a vzdialenosť odtokovej hrany krídla bola určená na základe 3D modelu.)

Odpor krídla pri nulovom vztlaku	$c_{D0,K}$	0,0106	[-]
Vzdialenosť odtokovej hrany krídla a aerodynamického streda VOP	$l_{VOP,OH}$	2,9110	[m]

Dosadením známych veličín do vzťahu 6.9 získame hodnotu súčiniteľa zníženia dynamického tlaku v mieste VOP:

$$k_{VOP} = 0,932.$$

Hodnota derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP

Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP je daná vzťahom na základe [2]

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 1,75 \frac{c_{L\alpha,K}}{\pi A (\bar{l}_{VOP\ 0,25} \lambda)^{\frac{1}{4}} (1 + |\bar{h}_{VOP}|)} \quad (6.10)$$

Vstupné hodnoty sú určené nasledovne:

- Štíhlosť krídla A bola vyplýva z prechádzajúcich rozborov v kapitole 4.
- Vzdialenosť AS VOP od AS krídla (bezrozmerná)

$$\bar{l}_{VOP\ 0,25} = \frac{l_{VOP\ 0,25}}{b/2} \quad (6.11)$$

- Vzdialenosť AS VOP od ťažiska letúna (kolmo na čiaru nulového vztľaku, bezrozmerná)

$$\bar{h}_{VOP} = \frac{h_{VOP}}{b/2} \quad (6.12)$$

Hodnoty ramien $l_{VOP\ 0,25}$ a h_{VOP} sú dané geometriou na základe 3D modelu.

- Zúženie krídla

$$\lambda = \frac{c_1}{c_0} \quad (6.13)$$

Tab. 6-7 Vstupné hodnoty pre výpočet derivácie uhlu zošikmenia prúdu v mieste VOP.

Štíhlosť krídla	A	12	[-]
Rozpätie krídla	b	12	[m]
Vzdialenosť AS VOP od AS krídla	$l_{VOP\ 0,25}$	3,745	[m]
Vzdialenosť AS VOP od ťažiska letúna (kolmo na čiaru nulového vztľaku)	h_{VOP}	1,875	[m]
Vzdialenosť AS VOP od AS krídla (bezrozmerná)	$\bar{l}_{VOP\ 0,25}$	0,624	[-]
Vzdialenosť AS VOP od ťažiska letúna (kolmo na čiaru nulového vztľaku, bezrozmerná)	\bar{h}_{VOP}	0,313	[-]
Zúženie krídla	λ	2,4	[-]

Dosadením vstupných hodnôt do rovnice 6.10 získame hodnotu derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP:

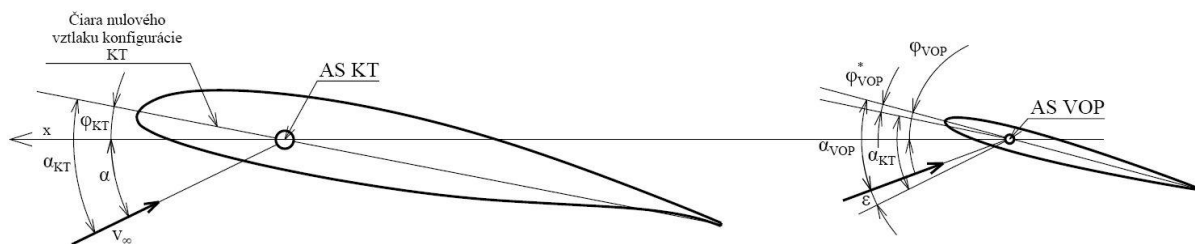
$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0,2768.$$

Súčiniteľ vztľaku VOP pri nulovom uhle nábehu KT sa určí pomocou rovnice:

$$c_{L0,VOP} = a_{VOP} k_{VOP} \frac{S_{VOP}}{S} (\varphi_{VOP}^* - \varepsilon_0) \quad (6.14),$$

kde φ_{VOP}^* je uhol nastavenia VOP voči čiare nulového vztlaku konfigurácie KT. Pre prehľadnosť sú návrhové uhly zakreslené na obr. 6-1.

$$\varphi_{VOP}^* = \varphi_{VOP} - \varphi_{KT} \quad (6.15),$$



Obr. 6-1 Definícia uhlov nábehu KT a VOP.

Tab. 6-8 Návrhové parametre nastavenie KT a VOP.

Uhol nastavenia KT voči horizontálnej rovine	φ_{KT}	0	[°]
Uhol nastavenia VOP voči vodorovnej osi	φ_{VOP}	-3	[°]

Uhol zošíkmenia prúdu v mieste VOP pri nulovom vztlaku ε_0 je možné považovať za nulový:

$$\varepsilon_0 = 0^\circ$$

Tab. 6-9 Výsledné parametre vztlakovej čiary VOP.

Sklon vztlakovej čiary VOP (k ploche krídla)	$c_{L\alpha, VOP}$	0,5352	[rad ⁻¹]
Súčiniteľ vztlaku VOP pri nulovom uhle nábehu letúna	$c_{L0, VOP}$	-0,0387	[-]

6.1.4 Výsledná vztlaková čiara letúna v čistej konfigurácii

Súčiniteľ vztlaku pri nulovom uhle nábehu letúna

$$c_{L0}^* = c_{L0,KT} + c_{L0,VOP} \quad (6.16)$$

Sklon vztlakovej čiary letúna

$$c_{L\alpha} = c_{L\alpha,KT} + c_{L\alpha,VOP} \quad (6.17)$$

Vztlaková čiara krídla

$$c_L = c_{L0}^* + c_{L\alpha} \cdot \alpha_{KT} \quad (6.18)$$

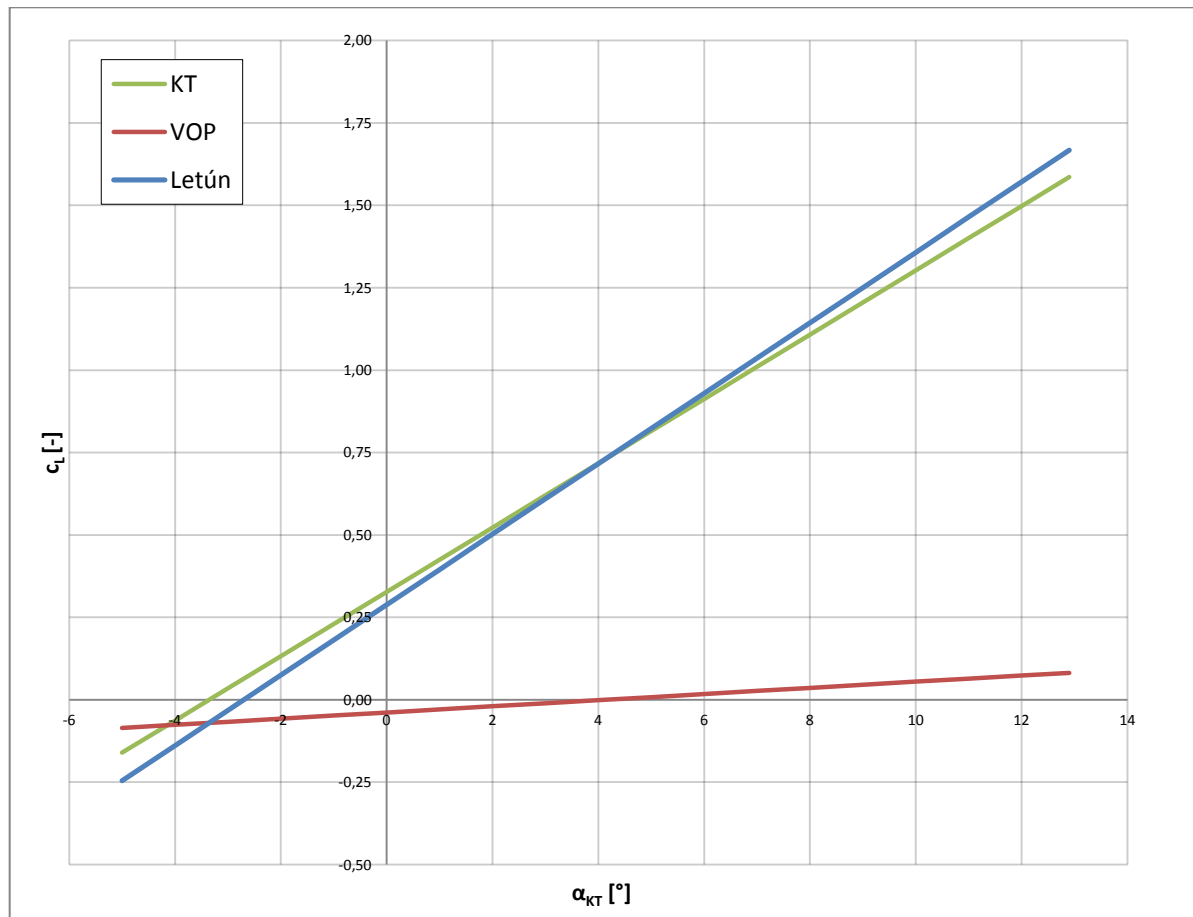
Uhol nulového vztlaku

$$\alpha_0^* = -\frac{c_{L0}^*}{c_{L\alpha}} \quad (6.19)$$

Tab. 6-10 Výsledné parametre vztlakovej čiary krídla.

Súčiniteľ vztlaku pri nulovom uhle nábehu letúna	c_{L0}^*	0,2884	[-]
Sklon vztlakovej čiary letúna	$c_{L\alpha}$	6,1239	[rad]
Uhol nulového vztlaku	α_0^*	-2,70	[°]

Zostavenie vztlakových čiar konfigurácie krídlo-trup a VOP je zobrazené na obr. 6-2.



Obr. 6-2 Zostavenie vztakových čiar letúna.

6.2 Aerodynamická polára [8]

Ďalšou významnou charakteristikou už v prvotnej fáze návrhu je aerodynamická polára. Znalosť pomeru súčiniteľa vztaku a súčiniteľa odporu je nutným parametrom pre riešenie letových výkonov. Výpočet bol stanovený pre cestovnú konfiguráciu a nulovú výšku MSA.

Prvým krokom je určenie celkového odporu letúna. Ten sa získa sčítaním parciálnych príspevkov jednotlivých častí:

1. Odpor krídla
 - Profilový odpor pri nulovom vztaku
 - Indukovaný odpor
2. Odpor trupu
3. Odpor VOP
 - Profilový odpor pri nulovom vztaku
 - Indukovaný odpor
 - Indukovaný odpor od vyvažovacieho zaťaženia
4. Odpor SOP
5. Odpor pristávacieho zariadenia

6.2.1 Odpor krídla

- **Profilový odpor pri nulovom vztlaku**

Profilový odpor krídla pri nulovom vztlaku sa určí ako súčet príspevkov odporov jednotlivých úsekov krídla:

$$c_{D0,K} = R_{KT} \cdot R_{LS} \cdot c_{f,K} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{om,K}}{S} \quad (6.20)$$

Celkový odpor:

$$c_{D0,K} = \sum c_{D0,Ki} \quad (6.21)$$

Význam a určenie jednotlivých členov:

R_{KT} – koeficient vyjadrujúci vplyv interferencie medzi krídlom a trupom

R_{LS} – koeficient zahrňujúci vplyv šípu spojnice maximálnych stavebných výšok profilu

$c_{f,K}$ – je trecí koeficient daný vzťahom:

$$c_{f,K} = \frac{0,455}{(\log Re)^{2,58}} \quad (6.22)$$

Reynoldsovo číslo je dané vzťahom:

$$Re_i = \frac{\rho \cdot v \cdot c_{A,i}}{\mu} \quad (6.23)$$

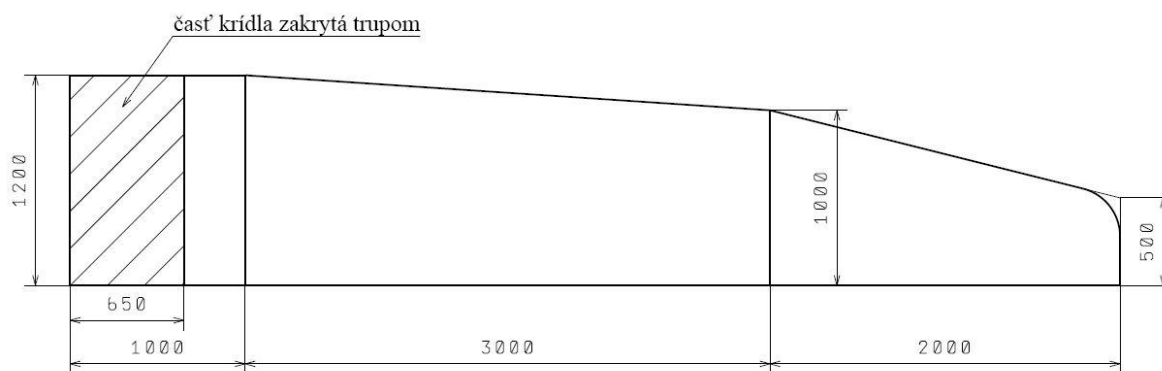
L' – je súčiniteľ vyjadrujúci vzájomný vplyv maximálnej stavebnej výšky a dĺžky tetivy,

$\left(\frac{t}{c} \right)$ – je pomerná hodnota stavebnej výšky profilu a dĺžky tetivy v mieste c_A ,

$S_{om,K}$ – je omočená plocha krídla,

S – je plocha krídla.

Východiskový pôdorys krídla je pre tieto účely upravený, a to zanedbaním koncových oblúkov a vybraním v oblasti trupu, vid' obr. 6-3.



Obr. 6-3 Výpočtový pôdorys krídla.

Tab. 6-11 Vstupné hodnoty pre výpočet profilového odporu krídla.

Úsek	c_0 [m]	c_k [m]	c_A [m]	$\Lambda_{(t/c),max}$ [°]	L' [-]	$S_{om,K}$ [m ²]
1	1,2	1,2	1,2000	0	2	1,74
2	1,2	1	1,1030	3,58	2	13,62
3	1	0,5	0,7828	8,71	2	6,13

Tab. 6-12 Výstupné hodnoty výpočtu profilového odporu krídla pre cestovnú konfiguráciu.

Úsek	$R_{KT} [-]$	$R_{LS} [-]$	$Re [10^6]$	$c_{f,K} [-]$	$c_{D0,K,i} [-]$
1	1,05	1,06	5,75	0,00329	0,00083
2	1,05	1,06	5,28	0,00333	0,00661
3	1,05	1,05	3,75	0,00353	0,00313
$c_{D0,K}$					0,01057

- **Indukovaný odpor**

$$c_{D,K} = \frac{c_{L,K}^2}{\pi A e} \quad (6.24)$$

6.2.2 Odpor trupu

$$c_{D0,TR} = R_{KT} \cdot c_{f,TR} \cdot \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{l_{TR}}{d_{TR}}\right)^3} + 0,0025 \left(\frac{l_{TR}}{d_{TR}}\right) \right] \frac{S_{om,TR}}{S} \quad (6.25)$$

Význam jednotlivých členov:

l_{TR} – dĺžka trupu

d_{TR} – ekvivalentný priemer trupu, ktorý sa získa podľa vzťahu:

$$d_{TR} = \sqrt{\frac{4}{\pi} S_{TR}} \quad (6.26),$$

kde

S_{TR} – je čelná plocha trupu v jeho najširšej časti,

$S_{om,TR}$ – omočená plocha trupu.

Tab. 6-13 Vstupné hodnoty pre výpočet profilového odporu trupu.

Dĺžka trupu	l_{TR}	5,465	m
Čelná plocha trupu	S_{TR}	1,314	m ²
Ekvivalentný priemer trupu	d_{TR}	1,29	m
Omočená plocha trupu	$S_{om,TR}$	14,860	m ²

Dosadením vstupných hodnôt do rovnice 6.25 získame hodnotu odporu trupu:

$$c_{D0,TR} = \mathbf{0,00547}.$$

6.2.3 Odpor VOP

- **Profilový odpor pri nulovom vztlaku**

$$c_{D0,VOP} = R_{LS,VOP} \cdot c_{f,VOP} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^4 \right] \frac{S_{om,VOP}}{S} \quad (6.27)$$

Tab. 6-14 Výstupné hodnoty výpočtu profilového odporu VOP.

$c_{0,VOP}$ [m]	$c_{k,VOP}$ [m]	$c_{A,VOP}$ [m]	$\Lambda_{(t/c),max}$ [°]	L' [-]	$S_{om,VOP}$ [m ²]
0,95	0,45	0,7298	14,27	2	3,99

Tab. 6-15 Výstupné hodnoty výpočtu profilového odporu VOP.

R_{LS} [-]	Re [10 ⁶]	$c_{f,VOP}$ [-]	$c_{D0,VOP}$ [-]
1,05	3,50	0,0036	0,00148

- **Indukovaný odpor VOP s nevychýleným kormidlom**

Hodnota Oswaldovho koeficientu aerodynamickej účinnosti VOP, pre chvostové plochy typu T je na základe [9]:

$$e_{VOP} = 0,75.$$

- **Indukovaný odpor VOP s vychýleným kormidlom**

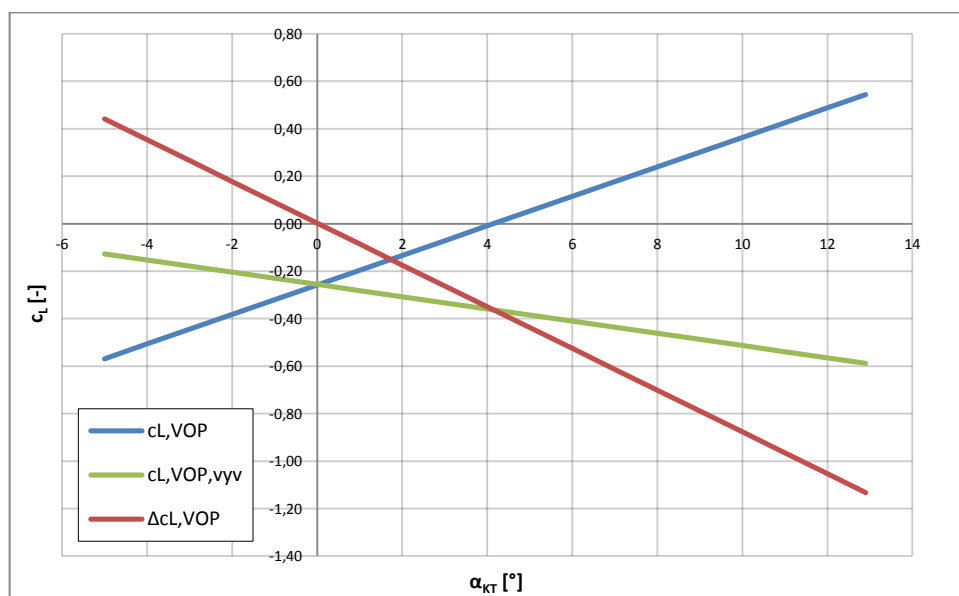
Z rozborov pozdĺžnej statickej stability neriadeného letúna a momentovej čiary vyplýva, že rovnovážny režim letu nastáva v jedinom režime letu, ktorému odpovedá jeden uhol nábehu (resp. súčiniteľ vztlaku). Preto je nutné opatřit VOP výškovým kormidlom, ktoré umožní rozšířit rozsah rovnovážnych režimov letu. Výchylka kormidla spôsobuje prírastok vztlaku $\Delta c_{L,VOP}$, ktorého hodnota sa určí nasledovne:

$$\Delta c_{L,VOP} = c_{L,VOP,vyv} - c_{L,VOP} \quad (6.28)$$

Zmenou súčiniteľa vztlaku spôsobí:

- Prírastok profilového odporu (jeho veľkosť je náročne stanoviteľná, a preto bude tento vplyv vo fáze koncepčného návrhu zanedbaný)
- Prírastok indukovaného odporu, ktorého veľkosť sa určí:

$$c_{Di,VOP,vyv} = \frac{\Delta c_{L,VOP}^2}{\pi \cdot A_{VOP} \cdot e_{VOP}} \frac{S_{VOP}}{S} \quad (6.29)$$



Obr. 6-4 Priebeh vyvažovacieho zaťaženia v závislosti na uhle nábehu KT.

Tab. 6-16 Výsledné hodnoty indukovaného odporu od vyvažovacieho zaťaženia

$\kappa = \alpha_{KT} [^\circ]$	$\alpha_{VOP} [^\circ]$	$c_{L,K} = c_{L,KT} [-]$	$c_{L,VOP} [-]$	$c_{L,VOP,vyv} [-]$	$\Delta c_{L,VOP} [-]$	$c_{Di,VOP,vyv} [-]$
-5	-6,6	-0,1606	-0,5686	-0,1271	0,4416	2,94E-03
-4	-5,9	-0,0630	-0,5065	-0,1528	0,3537	1,89E-03
-3	-5,2	0,0345	-0,4443	-0,1786	0,2658	1,06E-03
-2	-4,4	0,1321	-0,3822	-0,2043	0,1779	4,77E-04
-1	-3,7	0,2296	-0,3200	-0,2301	0,0899	1,22E-04
0	-3,0	0,3271	-0,2579	-0,2558	0,0020	6,25E-08
1	-2,3	0,4247	-0,1957	-0,2816	-0,0859	1,11E-04
2	-1,6	0,5222	-0,1335	-0,3073	-0,1738	4,55E-04
3	-0,8	0,6198	-0,0714	-0,3331	-0,2617	1,03E-03
4	-0,1	0,7173	-0,0092	-0,3588	-0,3496	1,84E-03
5	0,6	0,8148	0,0529	-0,3846	-0,4375	2,88E-03
6	1,3	0,9124	0,1151	-0,4103	-0,5254	4,16E-03
7	2,1	1,0099	0,1773	-0,4361	-0,6133	5,67E-03
8	2,8	1,1075	0,2394	-0,4618	-0,7012	7,41E-03
9	3,5	1,2050	0,3016	-0,4876	-0,7892	9,38E-03
10	4,2	1,3025	0,3637	-0,5133	-0,8771	1,16E-02
11	5,0	1,4001	0,4259	-0,5391	-0,9650	1,40E-02
12	5,7	1,4976	0,4881	-0,5648	-1,0529	1,67E-02
12,9	6,3	1,5855	0,5441	-0,5880	-1,1321	1,93E-02

6.2.4 Odpor SOP

- **Profilový odpor pri nulovom vztlaku**

$$c_{D0,SOP} = R_{LS,SOP} \cdot c_{f,SOP} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{om,SOP}}{S} \quad (6.30)$$

Tab. 6-17 Výstupné hodnoty výpočtu profilového odporu VOP.

$c_{0,SOP} [m]$	$c_{k,SOP} [m]$	$c_{A,SOP} [m]$	$\Lambda_{(t/c),max} [^\circ]$	$L' [-]$	$S_{om,SOP} [m^2]$
1,275	0,75	0,9482	32,07	2	2,81

Tab. 6-18 Výstupné hodnoty výpočtu profilového odporu SOP.

$R_{LS} [-]$	$Re [10^6]$	$c_{f,SOP} [-]$	$c_{D0,SOP} [-]$
1,05	4,54	0,0034	0,00141

6.2.5 Odpor pristávacieho zariadenia

Je daný súčtom jednotlivých prvkov:

$$c_{D,POD} = \sum c_{D0,POD,i} \frac{S_{POD,i}}{S} \quad (6.31),$$

pričom člen $S_{POD,i}$ predstavuje referenčnú plochu pneumatiky.

Tab. 6-19 Príspevky jednotlivých odporov a celkový odpor pristávacieho zariadenia.

	$c_{D0,P,i}$ [-]	D_t [m]	b_t [m]	$S_{POD,i}$ [m ²]	$c_{D,POD,i}$ [-]
Hlavný podvozok	0,54	0,32	0,12	0,04	0,00173
Predné koleso	0,22	0,32	0,12	0,04	0,00070
Predná podvozková noha [9]	0,3	-		0,020	0,00600
$c_{D,POD}$ [-]					0,0084

6.2.6 Náhradná analytická polára

Aerodynamická polára bola vykreslená pre krídlo a letún v cestovnej konfigurácii.

Polára krídla

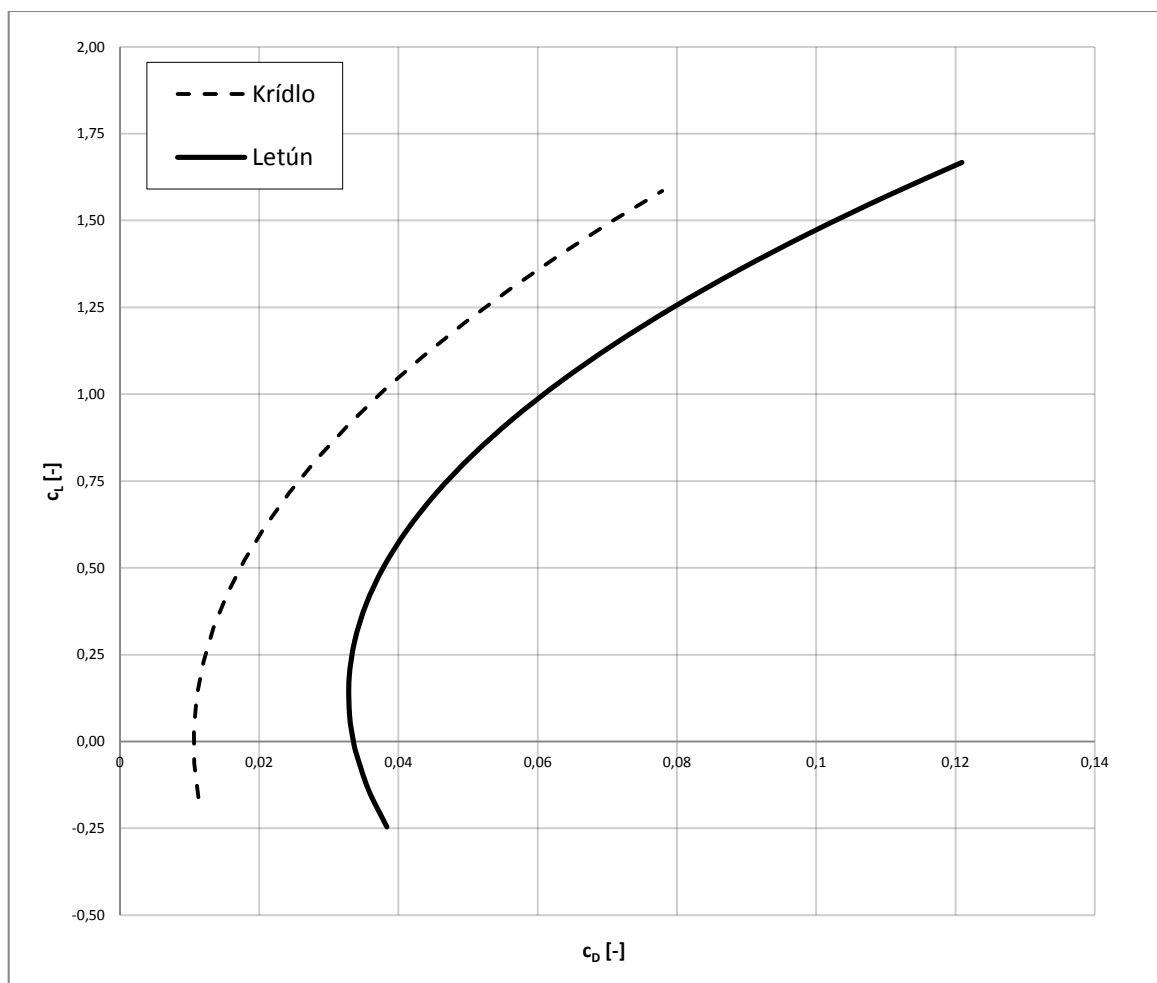
$$c_{D,K} = c_{D0,K} + c_{Di,K} = c_{D0,K} + \frac{c_{L,K}^2}{\pi A e_K} \quad (6.32)$$

Polára letúna

$$c_D = c_{D0,K} + c_{D0,TR} + c_{D0,VOP} + c_{D0,SOP} + c_{D,POD} + c_{Di,K} + c_{Di,VOP} + c_{Di,VOP,vyv} \quad (6.33)$$

Funkčný predpis analytickej poláry :

$$c_D = 0,0376015c_L^2 - 0,0102668c_L + 0,0335391$$



Obr. 6-5 Aerodynamická polára pre krídlo a letún.

Uvedený funkčný predpis analytickej poláry je závislý len na súčiniteli vztlaku. Pri návrhu letúna však môže byť vyžadované (napr. pre vyhodnocovanie letových výkonov pomocou analytických vzťahov), aby analytická polára bola vyjadrená v tvare:

$$c_D = c_{D,m} + \frac{1}{\pi Ae} (c_L - c_{Lm})^2 \quad (6.34)[1]$$

Uvedená funkčná závislosť explicitne vyjadruje závislosť odporu na Oswaldovom koeficiente aerodynamickej účinnosti e , ktorý zahŕňa rôzne vplyvy zvýšenia odporu letúna ako napríklad vplyv neeliptického rozloženia vztlaku po rozpätí krídla, zmenu škodlivého odporu s uhlom nábehu a sprievodné interferenčné javy. Jeho hodnota sa pohybuje v rozmedzí $0,6 \div 0,9$.

Hodnota $c_{D,m}$ je bod minimálneho súčiniteľa odporu a c_{Lm} je tomuto bodu odpovedajúci súčiniteľ vztlaku.

Hľadaný funkčný predpis má tvar:

$$c_D = 0,03696 + \frac{1}{\pi Ae} (c_L - 0,13591)^2,$$

kde A je štihlosť krídla a hodnota

$$e = 0,7051.$$

V tomto tvare definovaná polára nám umožňuje získať analytickým postupom hodnotu maximálnej klízavosti letúna, ktorá zohráva dôležitú úlohu v rozboroch problematiky letových výkonov.

Maximálna klízavosť je daná vzťahom:

$$K_{max} = \frac{1}{2} \frac{\pi Ae}{\sqrt{c_{Lm}^2 + \pi Ae c_{D,m}} - c_{Lm}} \quad (6.35)[1]$$

Dosadením už známych hodnôt je hodnota

$$K_{max} = 16,46.$$

7 Letové vlastnosti [2]

7.1 Aerodynamický stred letúna

Poloha aerodynamického stredu krídla

$$\bar{x}_{A,K} = 0,25$$

Poloha aerodynamického stredu konfigurácie krídlo-trup

$$\bar{x}_{A,KT} = \bar{x}_{A,K} + \Delta\bar{x}_{A,TR} \quad (7.1)$$

Posun aerodynamického stredu od vplyvu trupu $\Delta\bar{x}_{A,TR}$ bol stanovený na základe výpočtových vzťahov [2, str. 64].

$$\Delta\bar{x}_{A,TR} = -K_{A,TR} \frac{b_{TR} \cdot c_0^2}{S \cdot c_A} \cdot 1,05 \quad (7.2)$$

Hodnotu $K_{A,TR}$ odčítanú z diagramu 2-26 je potrebné v dôsledku dolnoplošného usporiadania navýšiť o 5%.

Príspevok VOP k posunu aerodynamického stredu letúna

$$\Delta\bar{x}_{A,VOP} = \frac{a_{VOP}}{a_K} k_{VOP} \bar{V}_{VOP} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial a}\right) \quad (7.3)$$

Hodnota mohutnosti VOP je v tomto prípade stiahnutá k aerodynamickému stredu konfigurácie krídlo-trup a jej hodnota je

$$\bar{V}_{VOP} = 0,5958.$$

Výsledná hodnota aerodynamického stredu letúna s pevným riadením

$$\bar{x}_A = \bar{x}_{A,KT} + \Delta\bar{x}_{A,VOP} \quad (7.4)$$

Poznámka: Pri výpočte aerodynamického stredu letúna sa neuvažuje vplyv propulzie.

Tab. 7-1 Výsledné hodnoty pre určenie aerodynamického stredu letúna.

Aerodynamický stred krídla	$x_{A,K}$	0,2500	[-]
Faktor trupu	$K_{A,TR}$	0,3508	[-]
Posun AS od vplyvu trupu	$\Delta x_{A,TR}$	-0,0551	[-]
Aerodynamický stred konfigurácie KT	$x_{A,KT}$	0,1949	[-]
Posun AS vplyvom VOP	$\Delta x_{A,VOP}$	0,3186	[-]
Aerodynamický stred letúna	x_A	0,5135	[-]

7.2 Pozdĺžna statická zásoba s pevným riadením

Statická zásoba s pevným riadením

$$\bar{\sigma}_A = \bar{x}_A - \bar{x}_T \quad (7.5)$$

Tab. 7-2 Hodnoty statickej zásoby pre medzné hodnoty centráže.

	Predná centráž	Zadná centráž
Zásoba statickej stability s pevným riadením	0,1564	0,1091

7.3 Pozdĺžna statická stabilita s voľným riadením

7.3.1 Aerodynamický stred letúna s voľným riadením

Statická zásoba s voľným riadením

$$\bar{\sigma}_A' = \bar{x}_A' - \bar{x}_T \quad (7.6)$$

Poloha aerodynamického stredu letúna s voľným riadením

$$\bar{x}_A' = \bar{x}_A + \frac{f+1}{f} \frac{l_{VOP}}{c_A} \quad (7.7)$$

Faktor uvoľnenia výškového kormidla

$$f = \frac{a'}{a} \quad (7.8)$$

Sklon vztlakovej čiary letúna s voľným riadením

$$a' = C_{L\alpha} - C_{L\delta} \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} \quad (7.9)$$

Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa výchylky VK

$$C_{L\delta} = C_{L_{VOP\delta}} \cdot k_{VOP} \cdot \frac{S_{VOP}}{S} \quad (7.10)$$

Derivácia súčiniteľa vztlaku VOP podľa výchylky VK

$$C_{L_{VOP\delta}} = a_{VOP} \left(\frac{d\alpha}{d\delta} \right) \quad (7.11)$$

Účinnosť kormidla

$$\left(\frac{d\alpha}{d\delta} \right) = \left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0 \eta_1 \eta_2 \quad (7.12)$$

Korekčné faktory η_1 a η_2 vyplývajú z geometrických parametrov VOP, resp. VK uvedených v tab. 7-3. Podrobnejšia technická dokumentácia VOP je uvedená v prílohe 7.

Tab. 7-3 Geometrické parametre VK.

Plocha výškového kormidla pred osou otáčania	S_{V0}	0,14	[m ²]
Plocha výškového kormidla	S_{VK}	0,7	[m ²]
Vzdialenosť osi otáčania a odtokovej hrany VK	c_k	200	[mm]
Vzdialenosť osi otáčania a nábežnej hrany VK	c_{k0}	50	[mm]

Výpočet účinnosti kormidla (Tab. 7-4)

Základná účinnosť kormidla	$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta} \right)_0$	0,56	-
Faktor veľkosti a tvaru nosa	η_1	1,02	-
Korekčný faktor účinnosti kormidla od výchylky kormidla	η_2	0,85	-
Účinnosť kormidla	$\left(\frac{d\alpha}{d\delta} \right)$	0,4855	-

Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa uhlu nábehu letúna

$$C_{H\alpha} = C_{H\alpha VOP} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (7.13)$$

Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa uhla nábehu VK

$$C_{H\alpha VOP} = -0,12 a_{VOP} \frac{S_{VK}}{S_{VOP}} \left(1 - 3,6 \frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right) \quad (7.14)$$

Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa výchylky VK

$$C_{H\delta} = -0,14 a_{VOP} \left[1 - 6,5 \left(\frac{S_{V0}}{S_{VK}} \right)^{3/2} \right] \quad (7.15)$$

Výsledné hodnoty príslušných derivácií (Tab. 7-5)

Derivácia súčiniteľa vztaku podľa výchylky VK	$C_{L\delta}$	0,3593	[rad ⁻¹]
Derivácia súčiniteľa vztaku VOP podľa výchylky VK	$C_{LVOP\delta}$	2,3910	[rad ⁻¹]
Derivácia závesového momentu podľa uhla nábehu	$C_{H\alpha}$	-0,0427	[rad ⁻¹]
Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa uhla nábehu VK	$C_{H\alpha VOP}$	-0,0591	[rad ⁻¹]
Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa výchylky VK	$C_{H\delta}$	-0,2286	[rad ⁻¹]

Výsledné hodnoty pre určenie aerodynamického stredu s pevným riadením (Tab. 7-6)

Sklon vztakovej čiary s voľným riadením	α'	6,0707	[rad ⁻¹]
Faktor uvoľnenia výškového kormidla	f	0,9913	-
Poloha aerodynamického stredu s voľným riadením	\bar{x}_A'	0,4843	-

Posun aerodynamického stredu s vplyvom uvoľnenia VK má destabilizačný charakter. Dopredný posun je možné vyjariť:

$$\bar{x}_A' - \bar{x}_A = 0,4843 - 0,5135 = -0,02917.$$

7.3.2 Zásoba statickej stability letúna s voľným riadením

Tab. 7-7 Hodnoty statickej zásoby pre medzné hodnoty centráže.

	Predná centráž	Zadná centráž
Zásoba statickej stability s voľným riadením	0,1272	0,0799

7.4 Dynamický bod a pozdĺžna dynamická stabilita

7.4.1 Dynamický bod a pozdĺžna dynamická stabilita pevným riadením

Poloha dynamického bodu s pevným riadením

$$\bar{x}_D = \bar{x}_A - \frac{C_{mq}}{2\mu - C_{Lq}} \quad (7.16)$$

Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia

$$C_{mq} = -2,4 a_{VOP} k_{VOP} \tilde{V}_{VOP} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A} \quad (7.17)$$

Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa uhlovej rýchlosti klopenia

$$C_{Lq} = 2 a_{VOP} k_{VOP} \tilde{V}_{VOP} \quad (7.18)$$

Bezrozmerná hmotnosť letúna

$$\mu = \frac{2m}{\rho S c_A} \quad (7.19)$$

Dynamická zásoba s pevným riadením

$$\bar{\sigma}_D = \bar{x}_D - \bar{x}_T \quad (7.20)$$

Výsledné poloha dynamického bodu a pozdĺžna dynamická zásoba stabilita s pevným riadením (Tab. 7-8).

		Predná centráž	Zadná centráž	
Vzdialenosť AS KT a AS VOP	\tilde{l}_{VOP}	3,639	3,589	[m]
Mohutnosť VOP	\tilde{V}_{VOP}	0,5702	0,5624	[-]
Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa uhlovej rýchlosti klopenia	C_{Lq}	5,1669	5,0959	[rad ⁻¹]
Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia	C_{mq}	-21,6459	-21,0552	[rad ⁻¹]
Bezrozmerná hmotnosť letúna	μ	78,32		[-]
Poloha dynamického bodu s pevným riadením	\bar{x}_D	0,6564	0,6524	[-]
Dynamická zásoba s pevným riadením	$\bar{\sigma}_D$	0,2993	0,2480	[-]

7.4.2 Dynamický bod a pozdĺžna dynamická stabilita s voľným riadením

Dynamická zásoba s voľným riadením

$$\bar{x}_D' = \bar{x}_D - \bar{x}_T \quad (7.21)$$

Poloha dynamického bodu letúna

$$\bar{x}_D' = \bar{x}_D + \frac{C_{m\delta}^*}{f \cdot C_{H\delta}} \left(\frac{C_{H\alpha}}{C_{L\alpha}} + \frac{C_{Hq}}{2\mu - C_{Lq}} \right) \quad (7.22)$$

Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa výchylky VK

$$C_{m\delta}^* = -C_{L\delta} \frac{l_{VOP}^*}{c_A} \quad (7.23)$$

Derivácia súčiniteľa závesového momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia

$$C_{Hq} = 2 C_{H\alpha VOP} \frac{\tilde{l}_{VOP}}{c_A} \quad (7.24)$$

Dynamická zásoba s voľným riadením

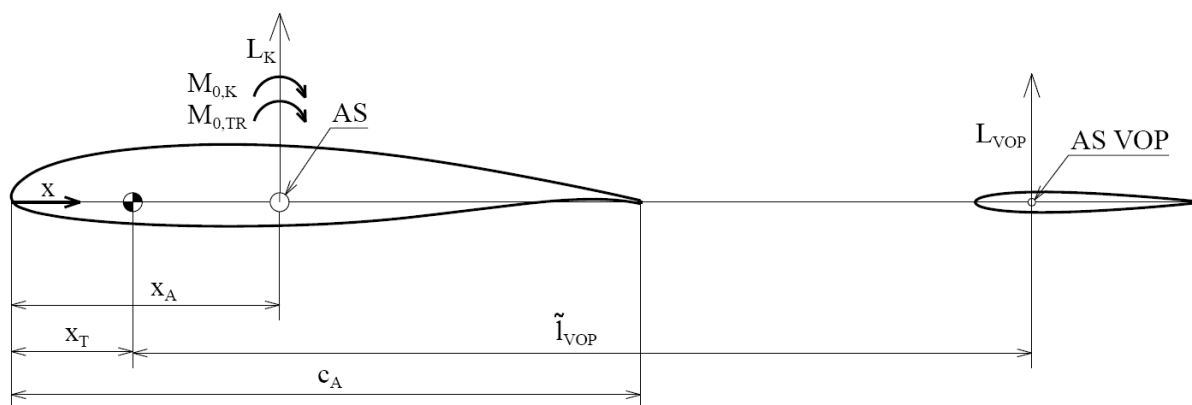
$$\bar{\sigma}_D' = \bar{x}_D' - \bar{x}_T \quad (7.25)$$

Výsledné poloha dynamického bodu a pozdĺžna dynamická zásoba stabilita s voľným riadením (Tab. 7-9)

		Predná centráž	Zadná centráž	
Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa výchylky VK	$C_{m\delta}^*$	-1,1961		[rad ⁻¹]
Derivácia súčiniteľa závesového momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia	C_{Hq}	-0,4126	-0,4069	[rad ⁻¹]
Poloha dynamického bodu s voľným riadením	\bar{x}_D'	0,6158	0,6120	[-]
Dynamická zásoba s voľným riadením	\bar{x}_D	0,2588	0,2076	[-]

7.5 Momentová rovnováha letúna

Momentová rovnováha letúna je zaistená aerodynamickou silou vznikajúcou na VOP, ktorá k ťažisku letúna vyvoláva reakčný klopiaci moment. Uvažované sily a momenty sú zobrazené na obr. 7-6.



Obr. 7-1 Momentová rovnováha letúna.

Rovnica statickej rovnováhy

$$M_{0,K} + L_K(x_T - x_A) + M_{0,TR} + M_{0,VOP} - M_{VOP,vyv} = 0 \quad (7.26)$$

S uvažovaním použitého, symetrického profilu VOP:

$$M_{0,VOP} = 0$$

Klopivý moment VOP spôsobuje aerodynamická sila L_{VOP} na príslušnom rameni k ťažisku letúna.

$$M_{VOP,vyv} = \tilde{l}_{VOP} \cdot L_{VOP} \quad (7.27)$$

Delením rovnice 7.26 členom qSc_A a zavedením bezrozmerného parametru \tilde{V}_{VOP} získame výraz pre výpočet súčiniteľ vztlaku VOP potrebného k zaisteniu momentovej rovnováhy letúna:

$$c_{L,VOP,vyv} = \frac{c_{m0,K} + c_{m0,TR} + c_{L,K}(\bar{x}_T - \bar{x}_A)}{\tilde{V}_{VOP} \cdot k_{VOP}} \quad (7.28)$$

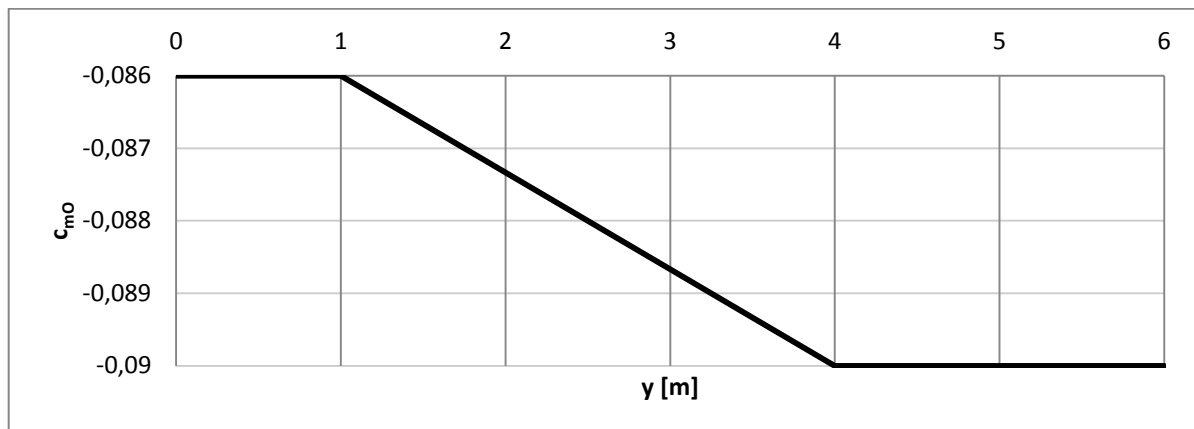
Zo vzťahu 7.28 vyplýva, že súčiniteľ $c_{L,VOP,vyv}$ je závislý na polohe ťažiska letúna. V ďalších výpočtoch sa pre zjednodušenie uvažuje *stredná hodnota* rozsahu cetráže.

Určenie aerodynamických charakteristík:

- Súčiniteľ klopiaceho momentu krídla pri nulovom vztlaku

$$c_{m0,K} = \frac{2 \int_0^{b/2} c_{m0,prof} \cdot c^2 \cdot dy}{S \cdot c_A} \quad (7.29)$$

Priebeh súčiniteľa klopiaceho momentu po rozpätí krídla je zobrazený na obr. 7-2.



Obr. 7-2 Priebeh súčiniteľa klopiaceho momentu po rozpätí krídla.

Integrácia bola prevedená v programe EXCEL a výsledná hľadaná hodnota je

$$c_{m0,K} = -0,08700.$$

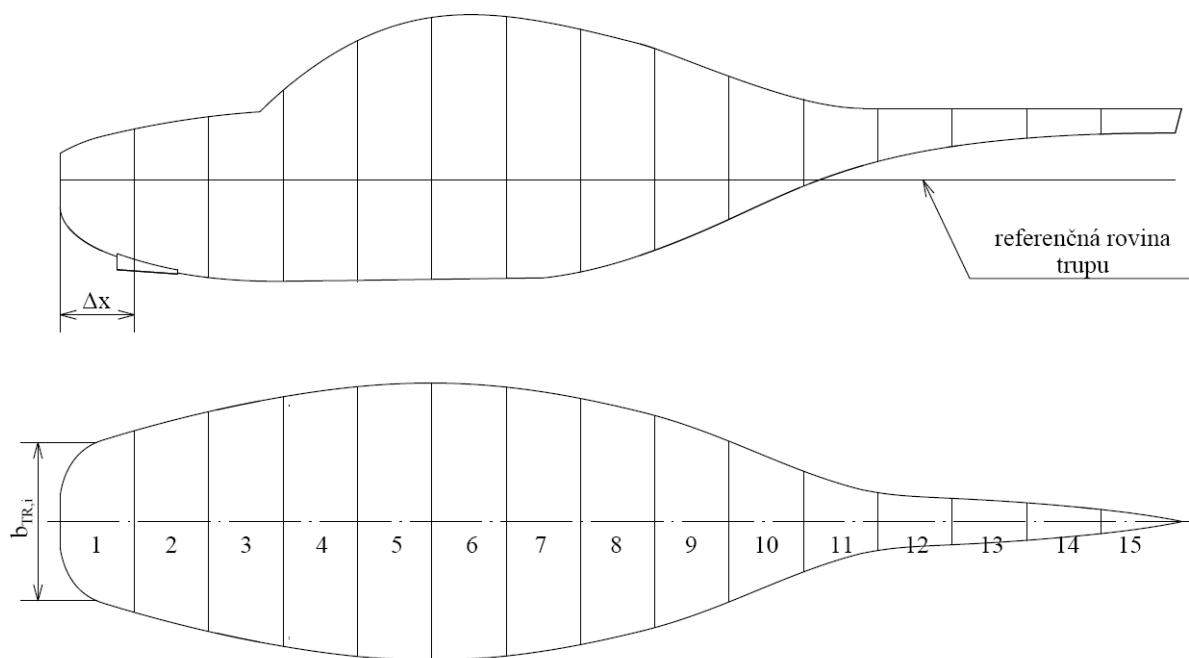
- Súčiniteľ klopiaceho momentu trupu pri nulovom vztlaku

$$c_{m0,TR} = \frac{(k_2 - k_1)}{36,5 \cdot S \cdot c_A} \sum_{i=1}^n b_{TR}^2 (\varphi_K + \alpha_{0,K} + \varphi_{TR,ref}) \Delta x \quad (7.30)[9]$$

Význam jednotlivých členov:

- $k_2 - k_1$ je koeficient určený na základe [9], ktorý vyjadruje vplyv štihlosti trupu (je určený z nomogramu a pre daný pomer l_{TR}/d_{TR} nadobúda hodnotu 0,84)

- b_{TR} je šírka trupu v danom reze
- φ_K je uhol nastavenia krídla
- $\varphi_{TR,ref}$ je uhol meraný od referenčnej roviny trupu, vid' obr. 7-3.



Obr. 7-3 Definícia rezov a referenčnej roviny trupu.

Vstupné geometrické parametre a čiastkové výpočty klopiačeho momentu trupu (Tab. 7-10).

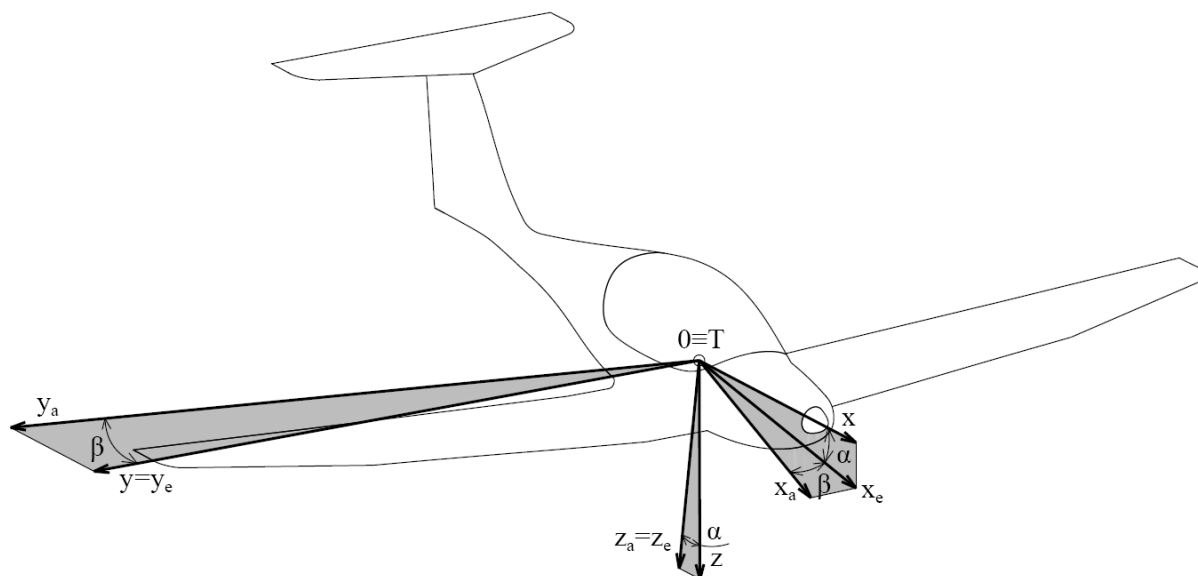
i	Δx [m]	$b_{TR,i}$ [m]	φ_K [°;rad]	$\alpha_{0,K}$ [°]	$\alpha_{0,K}$ [rad]	$\varphi_{TR,ref}$ [°]	$\varphi_{TR,ref}$ [rad]	$b_{TR}^2(\varphi_{K+}\alpha_{0,K+}\varphi_{TR,ref})\Delta x$
1	0,351	0,747	0	-3,3538	-0,0544	-14,91	-0,2602	-0,0615
2	0,351	0,950				-1,97	-0,0344	-0,0281
3	0,351	1,110				-8,66	-0,1511	-0,0888
4	0,351	1,230				-18,8	-0,3281	-0,2028
5	0,351	1,297				-9,25	-0,1614	-0,1272
6	0,351	1,295				-0,66	-0,0115	-0,0388
7	0,351	1,222				-2,37	-0,0414	-0,0501
8	0,351	1,086				-0,88	-0,0154	-0,0288
9	0,351	0,890				-1,37	-0,0239	-0,0218
10	0,351	0,615				-3,65	-0,0637	-0,0156
11	0,351	0,356				-6,14	-0,1072	-0,0072
12	0,351	0,237				-5,76	-0,1005	-0,0030
13	0,351	0,200				-3,13	-0,0546	-0,0015
14	0,351	0,148				-1,58	-0,0276	-0,0006
15	0,385	0,071				-0,44	-0,0077	-0,0001
Σ								-0,68

Súčiniteľ klopivého momentu trupu pri nulovom vztaku

$$c_{m0,TR} = -0,00124.$$

8 Letové výkony [1]

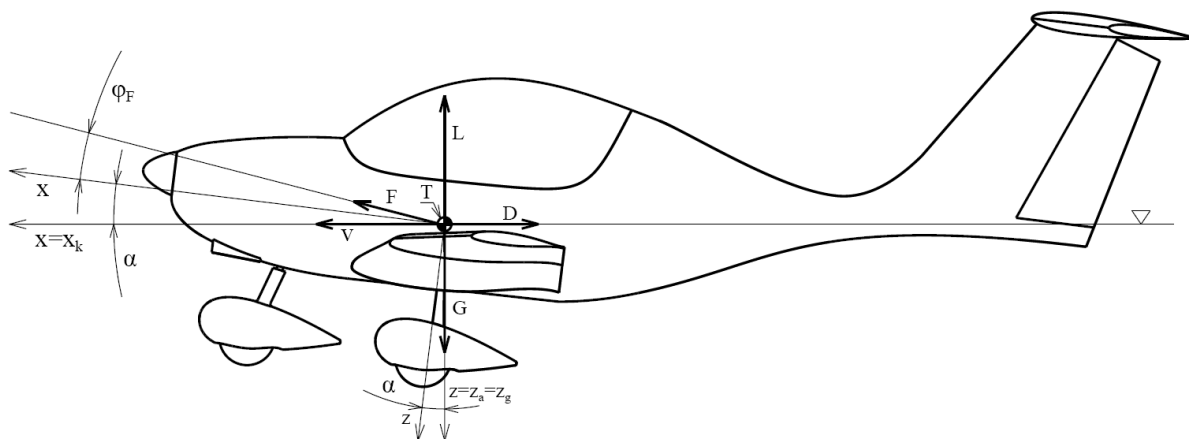
Letové výkony boli vyhodnocované pre trvalý a vzletový režim práce elektromotora. Výchoďiskovou súradnicovou sústavou pre riešenie letových výkonov použitou v definičných obrázkoch je aerodynamická súradnicová sústava s počiatkom v ťažisku letúna, vid' obr. 8-1.



Obr. 8-1 Aerodynamická súradnicová sústava.

8.1 Horizontálny let

8.1.1 Rovnice rovnováhy pre horizontálny let



Obr. 8-2 Definičný obrázok horizontálneho letu.

S uvažovaním malých uhlov nábehu α a uhlu nastavenia vektoru ťahu φ_F majú rovnice rovnováhy tvar:

$$x_a: F - D = 0 \quad (8.1)$$

$$z_a: G - L = 0 \quad (8.2)$$

Odpovedajúca rýchlosť sa určí:

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_L S}} \quad (8.3)$$

8.1.2 Potrebný ťah a potrebný výkon

Potrebný ťah je možné priamo vyjadriť z rovnice 8.1:

$$F_P = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_D \quad (8.4)$$

Potrebný výkon

$$P_P = F_P v \quad (8.5)$$

8.1.3 Využitelný ťah a využitelný výkon

Výsledné využiteľné ťahy a výkony závisia na aerodynamických parametroch vrtule. Odpovedajúce bezmozmerové súčinitele ťahu a odporu sa stanovujú nasledovne:

Súčiniteľ výkonu

$$c_P = \frac{P_M}{\rho n^3 D^5} \quad (8.6),$$

pričom P_M predstavuje menovitý výkon motora,

n sú otáčky motora

a D je priemer vrtule.

Pre určenie súčiniteľa ťahu c_P je potrebné poznať hodnotu rýchlostného pomeru:

$$J = \frac{v}{n D} \quad (8.7),$$

Súčiniteľ ťahu c_F sa určí zo znalosti súčiniteľa výkonu a rýchlostného pomeru na základe [11], a to pre dvojlistú vrtuľu s profilom Clark Y.

Pomerom určených súčiniteľov je možné definovať účinnosť vrtule

$$\eta_V = \frac{c_F}{c_P} J \quad (8.8),$$

Priebehy aerodynamických charakteristík vrtule v závislosti na rýchlostnom pomere pre uvažované režimy práce motora sú reprezentované v prílohe 8.

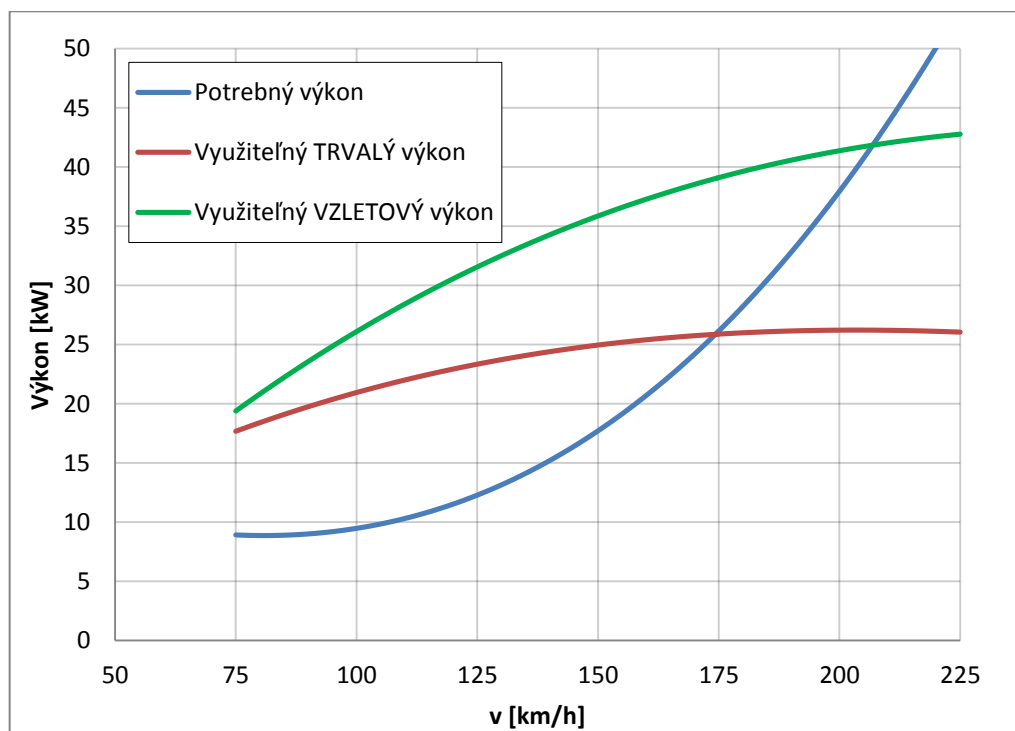
Využitelný výkon je potom určený nasledovne:

$$P_V = P_M \eta_V \quad (8.9),$$

Využitelný ťah

$$F_V = \frac{P_V}{v} \quad (8.10)$$

Výsledné hodnoty využiteľných a potrebných výkonov v nulovej výške MSA sú zobrazené na obr. 8-3. Potrebné a využiteľné ťahy sú uvedené v prílohe 9.



Obr. 8-3 Potrebné a využitelné výkony v nulovej výške MSA pre uvažované režimy práce motora.

8.1.4 Charakteristické režimy horizontálneho letu

Rozbor je zameraný na dva najdôležitejšie režimy horizontálneho letu, a to režim minimálneho odporu, teda režim minimálneho potrebného ťahu a režim minimálneho potrebného výkonu.

- **Režim minimálneho odporu (režim maximálnej kĺzavosti)**

Potrebný ťah

$$F_{Pmin} = \left(\frac{c_D}{c_L} \right)_{min} = \frac{G}{K_{max}} \quad (8.11)$$

- **Režim minimálneho potrebného výkonu**

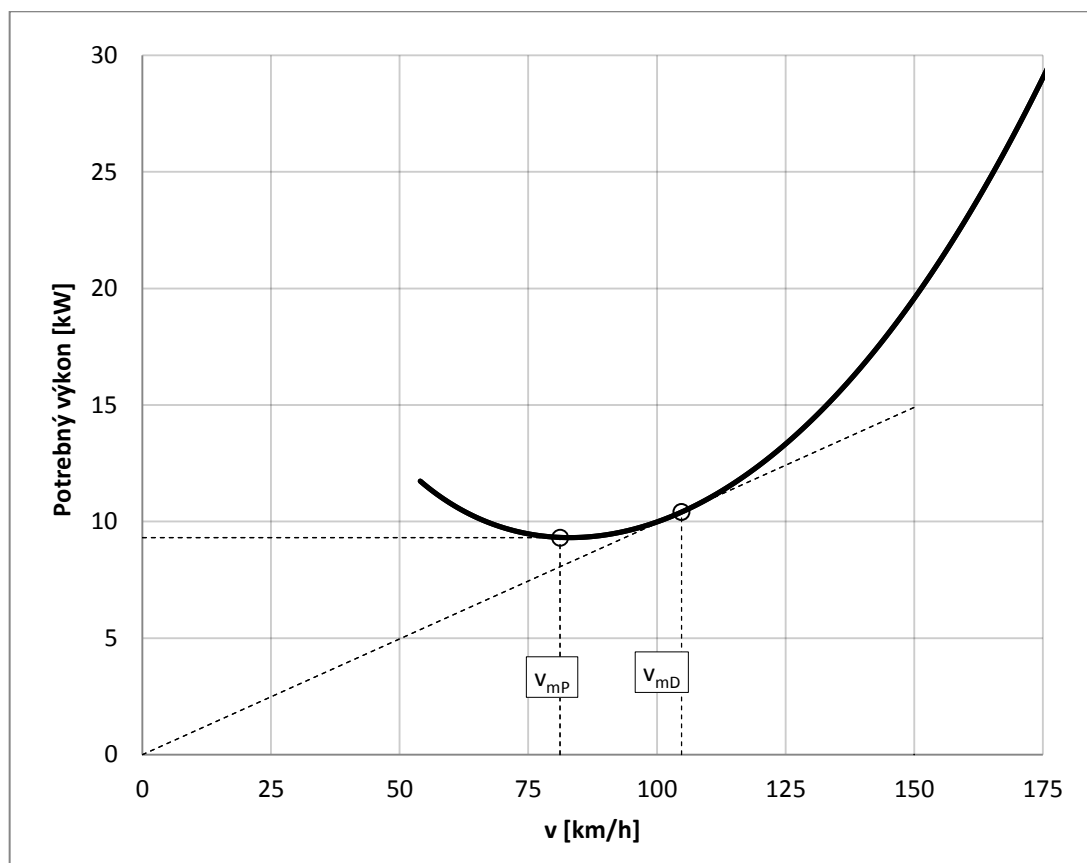
Minimálny potrebný výkon

$$P_{Pmin} = \left(\frac{c_D}{c_L^{3/2}} \right)_{min} \sqrt{\frac{2G^3}{\rho S}} \quad (8.12)$$

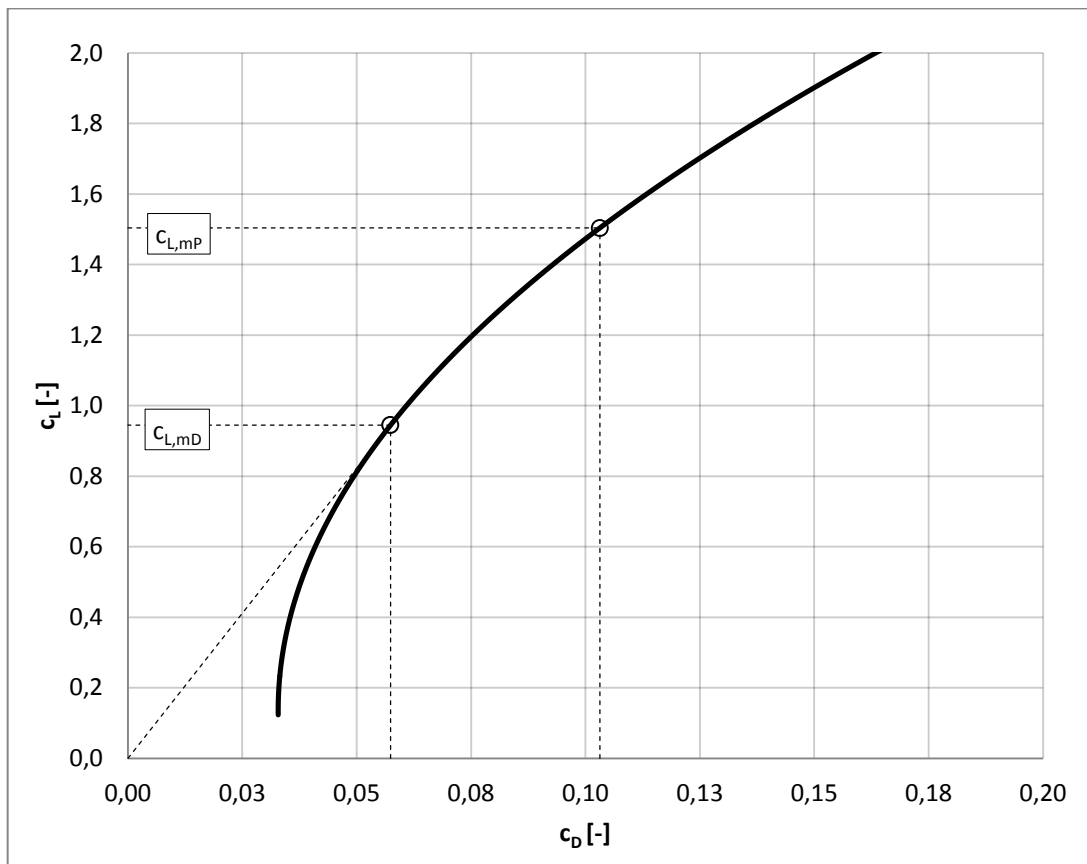
Výsledné hodnoty kľúčových veličín charakteristických režimov horizontálneho letu

Tab. 8-1 Výsledné hodnoty aerodynamických charakteristík horizontálneho letu.

Režim letu Veličina	Režim minimálneho odporu	Režim minimálneho potrebného výkonu	Cestovný režim
F_p [N]	357	404	758
P_p [kW]	10,41	9,31	42,10
K [-]	16,46	14,58	7,76
v [km/h]	104,79	83,06	200,00



Obr. 8-4 Definícia režimov minimálneho odporu a minimálneho výkonu .



Obr. 8-5 Definícia charakteristických režimov horizontálneho letu na analytickej poláre.

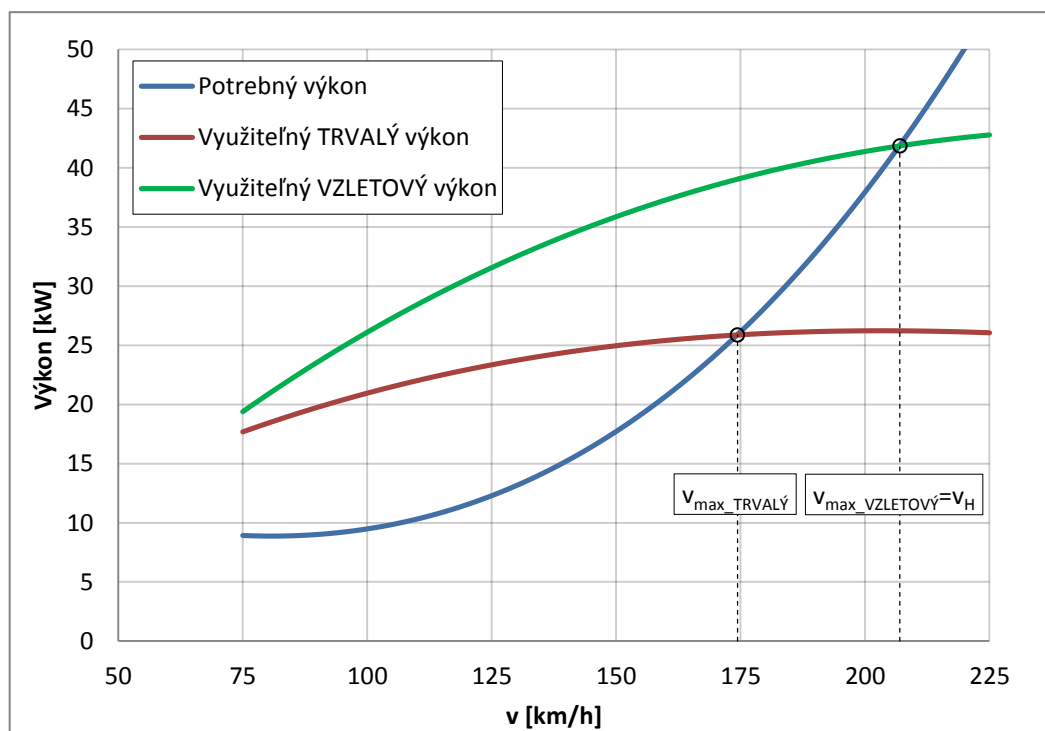
8.1.5 Maximálna a minimálna rýchlosť horizontálneho letu

- Maximálna rýchlosť horizontálneho letu**

Je určená pravým priesečníkom kriviek využiteľného a potrebného ťahu/výkonu ako riešenie rovnice:

$$P_P = P_v$$

Grafické vyjadrenie určenia maximálnej rýchlosti pre nulovú výšku MSA je reprezentované obrázkom 8-8.



Obr. 8-6 Určenie maximálnej rýchlosti letu.

Maximálna rýchlosť horizontálneho letu pre trvalý režim práce motora je 174,4 km/h a pre vzletový režim 207 km/h.

- Minimálna rýchlosť horizontálneho letu**

Nakoľko analyticky definovaná polára neodpovedá skutočnej poláre, a to v oblastiach maximálneho súčiniteľa vztlaku, je grafické určenie minimálnej rýchlosti letu nemožné. Pádová rýchlosť je preto daná analytickým vzťahom:

$$v_S = \sqrt{\frac{2mg}{\rho c_{Lmax} S}} \quad (8.13)$$

Minimálna rýchlosť letu je daná buď maximálnym súčiniteľom vztlaku (pádová rýchlosť) alebo využiteľným ťahom, resp. využiteľným výkonom. Hľadaná hodnota rýchlosti sa potom získa z podmienky:

$$v_{min} = \max\{v_S, v_{minF}\}$$

Minimálne rýchlosti letu boli určené pre obe uvažované režimy práce motora. V rozsahu uvažovaných výšok odpovedajú minimálne rýchlosti pádovej rýchlosti, t.j. 80,89 km/h.

8.2 Dolet a vytrvalosť

Kapitoly týkajúce sa doletov a vytrvalostí patria ku kľúčovým rozborom tejto práce, a preto im bude venovaná podrobnejšia štúdia. Prístupov k riešeniu uvedenej problematiky vedúce k rovnakým výsledkom je viacero, preto bude súčasťou rozborov aj ich vzájomné porovnanie a vyhodnotenie prístupu použitia jednotlivých metód.

8.2.1 Dolet [12]

Výpočet doletu elektrického letúna vychádza z predpokladu konštantnej hmotnosti počas celého trvania letu. Odvodenie je súčasťou zdrojového dokumentu a ďalej je uvádzaný len výsledný vzťah.

Dolet je potom určený nasledovne:

$$R = E \cdot \eta \cdot \frac{1}{g} \cdot \frac{c_L}{c_D} \cdot \frac{m_{BAT}}{m} \quad (8.14)$$

Význam jednotlivých členov:

E – predstavuje špecifickú hustotu energie akumulátorov a bola určená na základe vybraných článkov kapitole 3.4.2,

η – je celková účinnosť, ktorá je daná jednotlivými účinnosťami elektrického pohonu a ich hodnoty sú vyjadrené v tab. 8-2.

Tab. 8-2 Celková účinnosť elektrického pohonu.

Účinnosť vrtule	0,85
Účinnosť motora	0,95
Účinnosť meniča DC/AC	0,95
Účinnosť meniča DC/DC	0,95
Celková účinnosť	0,73

Celková účinnosť sa určí prenasobením účinností jednotlivých zložiek elektrického pohonu. (Hodnoty vyplývajú zo skúseností z projektu VUT 051 RAY).

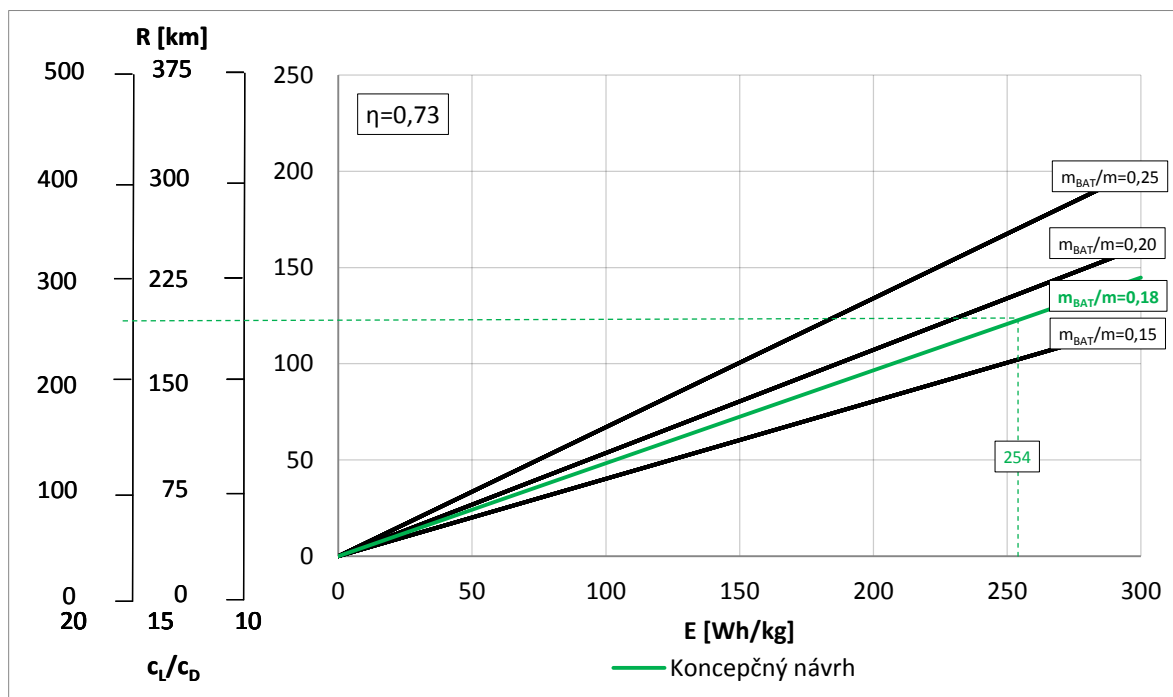
Veľkosť doletu je na základe 8.14 závislá na štyroch nezávislých parametroch (s uvažovaním konštantného gravitačného zrýchlenia). V tejto súvislosti stojí za povšimnutie, že veľkosť doletu nezávisí explicitne na rýchlosti letu. Uvedený vzťah je možné efektívne využiť pre prvotný odhad rozsahu veľkosti doletov, a to bez podrobnejších znalostí niektorých návrhových parametrov. Za týmto účelom bola vytvorená parametrická závislosť, ktorú graficky znázorňuje obr. 8-7. Tá na základe predpokladaného možného rozsahu špecifickej hustoty energie akumulátorov, hmotnostného pomeru m_{BAT}/m , predpokladanej dosiahnuteľnej hodnoty klzavosti a konštantnej hodnoty účinnosti elektrického pohonu definuje možný rozsah veľkosti doletov.

Rozbor parametrov s cieľom maximalizácie veľkosti doletu

Z uvedenej závislosti 8.14 je možné vyjadriť parametre, ktoré možno v priebehu návrhu letúna optimalizovať s cieľom dosiahnutia čo najvyšších hodnôt doletov:

- maximálna účinnosť pohonu η
- maximálna hodnota klzavosti, t.j. pomeru $\frac{c_L}{c_D}$,

- maximálny pomer hmotnosti akumulátorov k maximálnej vzletovej hmotnosti $\frac{m_{BAT}}{m}$
- minimalizácia vzletovej hmotnosti m .



Obr. 8-7 Parametrický rozbor pre určenie doletu elektrického letúna.

Nakoľko sú hodnoty špecifickej energie akumulátorov a hmotnostného pomeru známe z predchádzajúcich rozborov, je možné skonštruovať konkrétnu závislosť pre konceptný návrh letúna, ktorý je na obr. 8-7 reprezentovaný zelenou krivkou.

Vyššie popísaný prístup dáva pomerne dobrú predstavu o hodnotách doletov, avšak, vzhľadom na neznalosť rýchlosti letu je odhad vytrvalostí nemožný. Preto je ďalším spôsobom určenia doletu prístup, ktorý na základe rozborov vyplývajúcich z klasickej mechaniky letu a zo znalosti potrebného výkonu definuje vzťah pre dolet, explicitne závislý na rýchlosti letu:

$$R = \frac{E^* \cdot \eta}{P_p} v \quad (8.15),$$

pričom hodnota E^* predstavuje nominálnu zásobu energie akumulátorov určená v kapitole 3.4.2.

Poznámka: Výpočty týkajúce sa doletov a vytrvalostí nezahŕňajú stúpanie do letovej hladiny.

8.2.2 Vytrvalosť

Vytrvalosť je lineárnou funkciou doletu:

$$T = \frac{R}{v} \quad (8.16)$$

8.2.3 Výsledné hodnoty a parametrický rozbor doletov a vytrvalostí

- **Vplyv vzletovej hmotnosti**

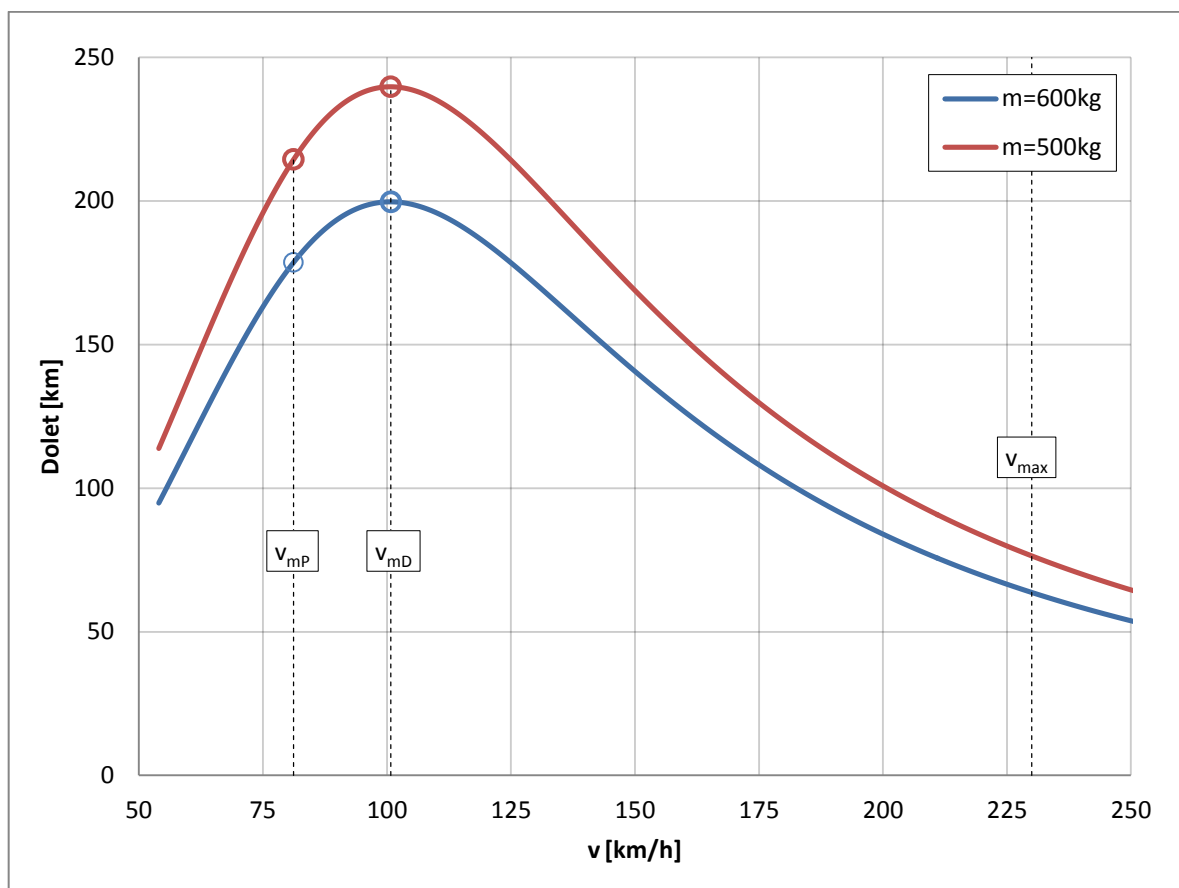
Z rozboru parametrov s cieľom maximalizácie veľkosti doletov vyplýva skutočnosť, že veľkosť doletu je nepriamoúmerná vzletovej hmotnosti letúna. Tú je možné dosiahnuť minimalizovaním hmotnosti platiaceho zaťaženia:

$$m_{min} = m - m_{pilot} - m_{batožina}$$

S uvažovaním hodnôt použitých v hmotnostnom rozbere kap. 5 je minimálna vzletová hmotnosť letúna:

$$m_{min} = 500 \text{ kg}$$

Dolety a vytrvalosti boli vykreslené pre maximálnu a minimálnu vzletovú hmotnosť v závislosti na rýchlosti letu spolu s vyznačením charakteristických režimov horizontálneho letu, vrátane cestovného režimu. Dosiahnuteľné dolety, resp. vytrvalosti v odpovedajúcich režimoch sú uvedené v tab. 8-3.

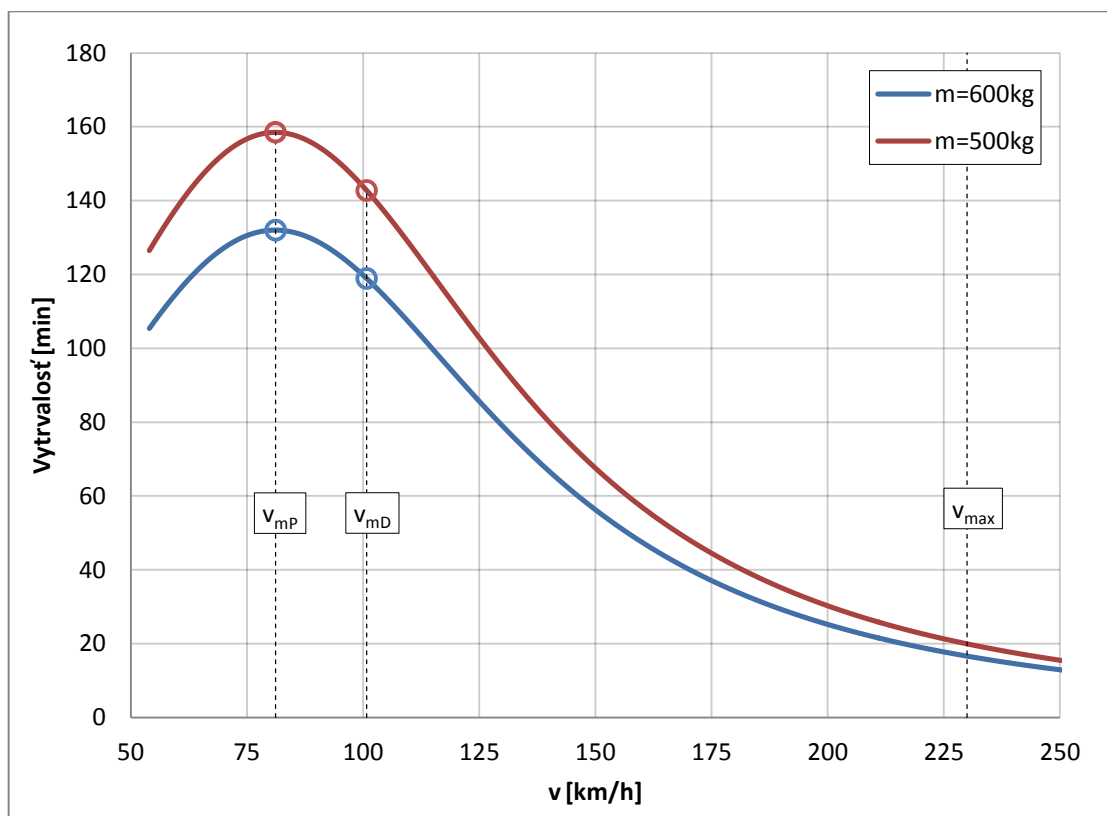


Obr. 8-8 Dolet v závislosti na rýchlosti letu pre maximálnu a minimálnu vzletovú hmotnosť.

Maximálne hodnoty doletov a vytrvalostí pri maximálnej a minimálnej hmotnostnej konfigurácii

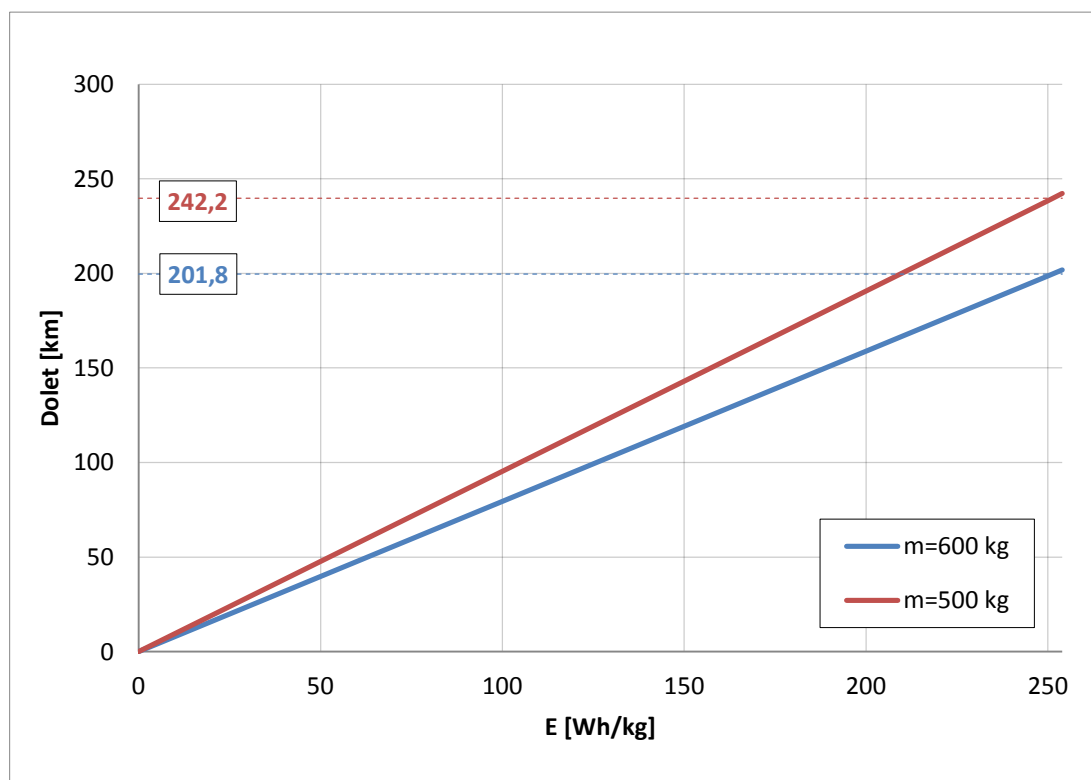
Tab. 8-3 Hodnoty doletov a vytrvalostí v charakteristických režimoch letu pre uvažované vzletové konfigurácie.

Hmotnostná konfigurácia	m=600 kg		m=500 kg	
Režim letu	Dolet [km]	Vytrvalosť [min]	Dolet [km]	Vytrvalosť [min]
Režim minimálneho odporu	201,8	115,6	242,2	138,7
Režim minimálneho potrebného výkonu	178,8	129,2	214,6	155,0



Obr. 8-9 Vytrvalosť v závislosti na rýchlosti letu pre maximálnu a minimálnu vzletovú hmotnosť.

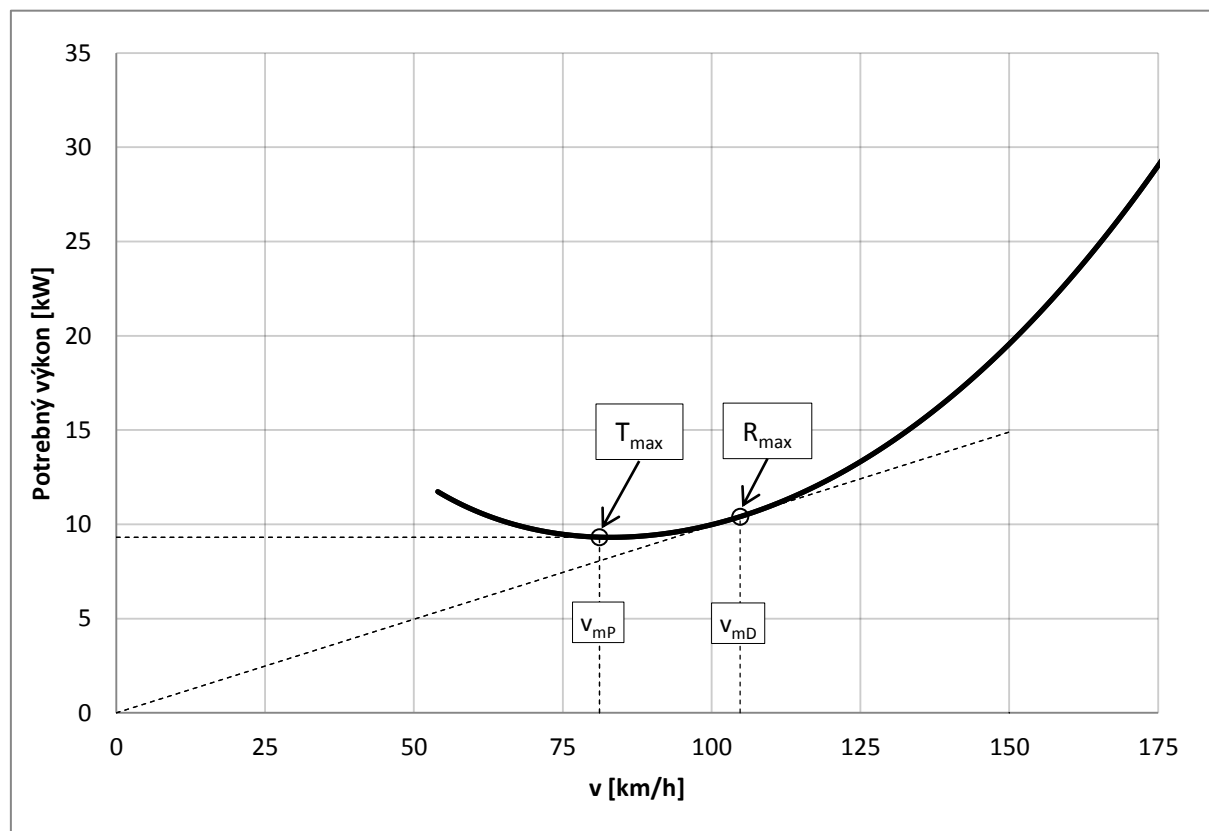
Vyššie vykreslené závislosti doletov a vytrvalostí ukazujú, že zmena hmotnosti je priamou úmerou veľkosti doletu, resp. vytrvalosti. Tento vplyv je explicitne vyjadrený výpočtovým vzťahom 8.14 a graficky znázornený na obr. 8-10.



Obr. 8-10 Dolet v závislosti na špecifickej energii akumulátorov pre maximálnu a minimálnu vzletovú hmotnosť v režime maximálnej klzavosti.

8.2.4 Porovnanie významných režimov pre dolety a vytrvalosti

Poznatky z prevedeného parametrického rozboru je možné komplexne ilustrovať na krivke potrebného výkonu.



Obr. 8-11 Porovnanie významných doletov pre dolety a vytrvalosti.

Uvedený graf 8-11 prehľadne definuje letové režimy, v ktorých je možné dosiahnuť maximálne hodnoty doletov a vytrvalosti. Maximálneho doletu je dosiahnuté v režime minimálneho odporu definovaného dotykovým bodom priamky vedenej z počiatku súradnicového systému. Tento režim letu na poláre letúna odpovedá podmienke:

$$\left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max}$$

a s uvažovaním vzťahu 8.14 je výraz pre maximálny dolet daný:

$$R_{max} = E \cdot \eta \cdot \frac{1}{g} \cdot \left(\frac{c_L}{c_D}\right)_{max} \cdot \frac{m_{BAT}}{m}$$

Maximálnej vytrvalosti je dosiahnuté v režime maximálneho výkonu, ktorý odpovedá podmienke:

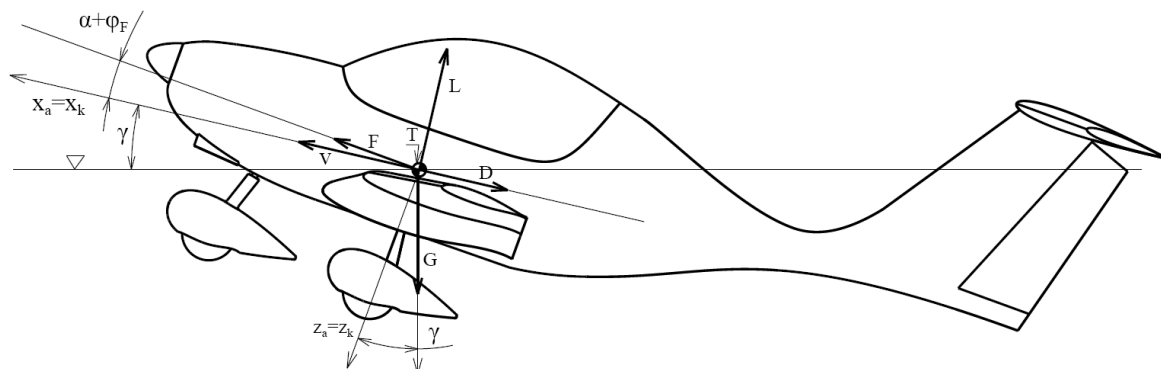
$$\left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{max}$$

a s uvažovaním vzťahu 8.14:

$$T_{max} = E \cdot \eta \cdot \frac{1}{g} \cdot \left(\frac{c_L^{3/2}}{c_D}\right)_{max} \cdot \frac{m_{BAT}}{m} \cdot \frac{1}{v_{mP}}$$

8.3 Stúpavý let

8.3.1 Rovnice rovnováhy pre stúpavý let



Obr. 8-12 Definičný obrázok stúpavého letu.

Rovnice rovnováhy

$$F - D - G \sin \gamma = 0 \quad (8.17)$$

$$L - G \cos \gamma = 0 \quad (8.18)$$

8.3.2 Významné režimy stúpavého letu

- Režim maximálnej stúpacej rýchlosti

Stúpacia rýchlosť

$$w_{max} = \frac{\Delta P_{max}}{G} \quad (8.19)$$

- Režim maximálnej strmosti stúpania

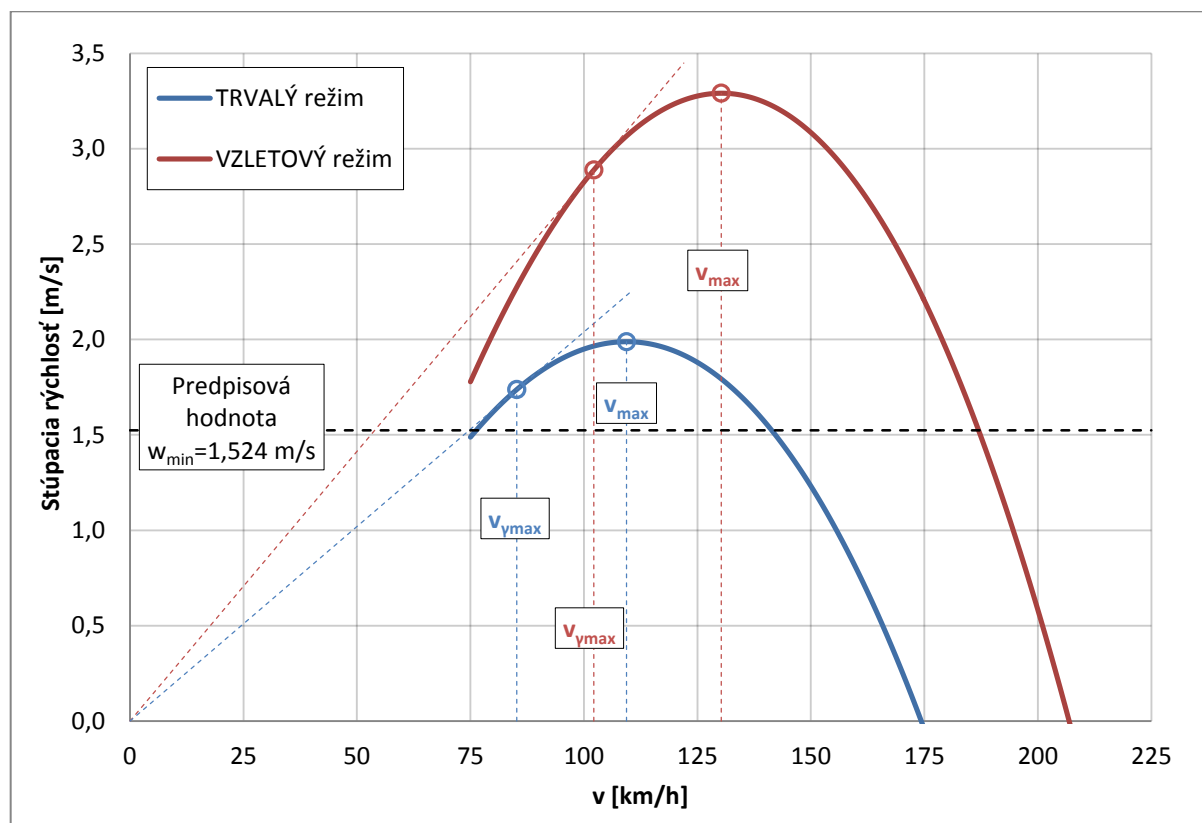
Uhol stúpania

$$\gamma_{max} = \frac{\Delta F_{max}}{G} \quad (8.20)$$

Prehľad získaných maximálnych stúpacích rýchlostí a uhlov stúpania sú zobrazené v tab. 8-4. Grafické znázornenie je reprezentované na obr. 8-13.

Tab. 8-4 Hodnoty stúpacích rýchlostí a uhly stúpania pre nulovú výšku MSA pre uvažované režimy práce motora.

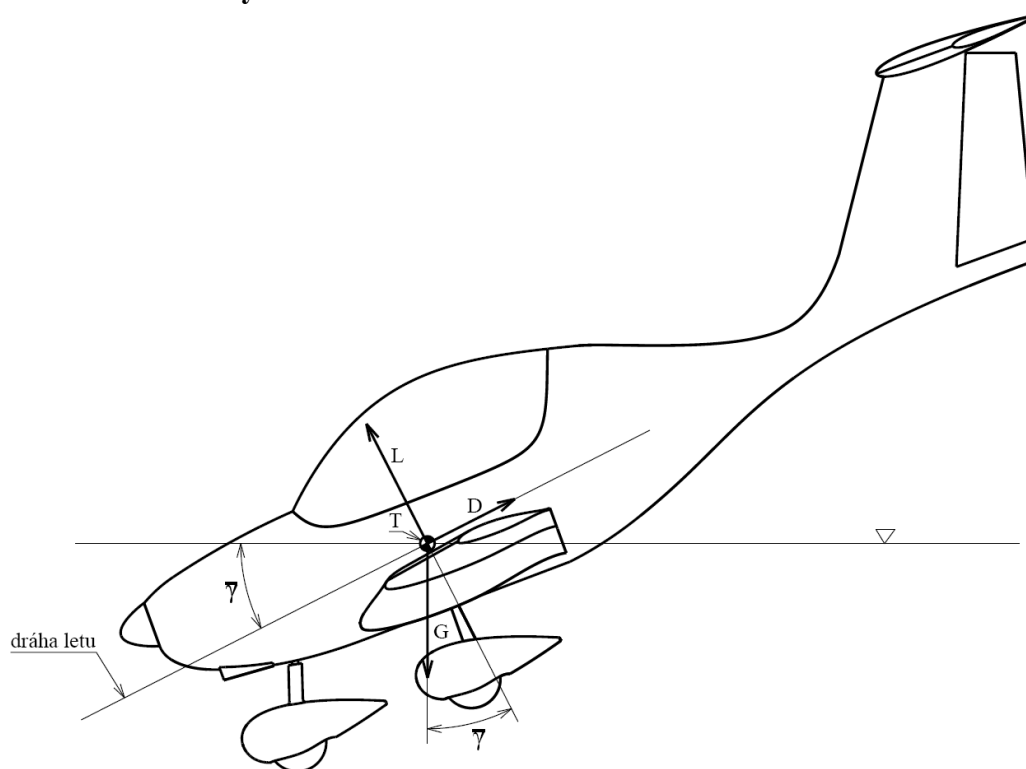
Stúpacia rýchlosť			
Trvalý režim		Vzletový režim	
Stúpacia rýchlosť [m/s]	Rýchlosť letu [km/h]	Stúpacia rýchlosť [m/s]	Rýchlosť letu [km/h]
1,99	109,38	3,29	130,26
Uhly stúpania			
Trvalý režim		Vzletový režim	
Uhol stúpania [°]	Rýchlosť letu [km/h]	Uhol stúpania [°]	Rýchlosť letu [km/h]
4,21	85,21	5,84	102,18



Obr. 8-13 Maximálne uhly stúpania v pre TRVALÝ a VZLETOVÝ režim práce motora v nulovej výške.

8.4 Kĺzavý let

8.4.1 Rovnice rovnováhy kĺzavého letu



Obr. 8-14 Definičný obrázok klesavého letu.

Rovnice rovnováhy

$$-D - G \sin \gamma = 0 \quad (8.21)$$

$$-L + G \cos \gamma = 0 \quad (8.22)$$

8.4.2 Základné charakteristiky klzavého letu

Uhol klzania

$$\bar{\gamma} = \arctg \left(\frac{1}{K} \right) \quad (8.23)$$

Rýchlosť klzavého letu

$$v = \sqrt{\frac{2G \cos \bar{\gamma}}{c_L \rho S}} \quad (8.24)$$

Rýchlosť klesania

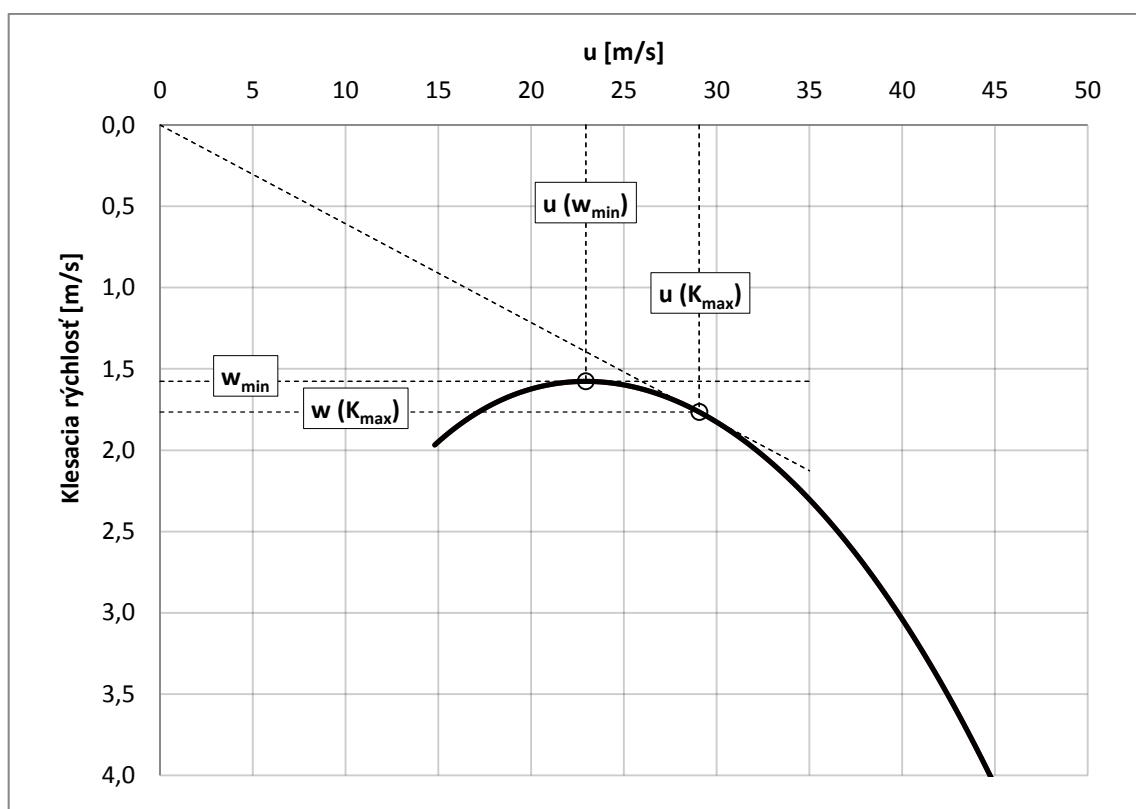
$$w = -v \sin \bar{\gamma} \quad (8.25)$$

Vodorovná (dopredná) zložka klesavej rýchlosti letu

$$u = v \cos \bar{\gamma} \quad (8.26)$$

Rýchlostná polára

Je polárny diagram, ktorý vyjadruje priebeh klesacích rýchlostí v závislosti na vodorovnej rýchlosti letu.



Obr. 8-15 Rýchlostná polára.

8.4.3 Charakteristické režimy klzavého letu

Tab. 8-5 Hodnoty kľúčových parametrov pre vybrané režimy klzavého letu.

Veličina \ Režim letu	Režim maximálnej klzavosti	Let pri najmensej klesavej rýchlosti
$\gamma [^\circ]$	3,48	4,03
$v [\text{km/h}]$	104,79	82,22
$w [\text{m/s}]$	1,77	1,58
$u [\text{m/s}]$	29,05	22,95
$K [-]$	16,46	14,54

8.5 Zatáčky

8.5.1 Rovnice rovnováhy v ustálenej zatáčke

Rovnice rovnováhy

$$F - D = 0 \quad (8.27)$$

$$L \sin\Phi - m \frac{v^2}{r} = 0 \quad (8.28)$$

$$-L \cos\Phi + G = 0 \quad (8.29)$$

8.5.2 Medzné zatáčky

Rozbory medzných zátačiek predstavujú hľadanie limitných parametrov, a to uhol maximálneho priečného sklonu, minimálneho polomeru zatáčky a minimálnej doby zatáčania pri určitom limitujúcom faktore.

I. Obmedzenie zatáčky maximálnym prevádzkovým násobkom

Hodnota maximálneho prevádzkového násobku je daná obálkou zaťaženia (kap.4) predstavuje:

$$n_{max}^P = 4$$

Maximálny uhol priečného sklonu

$$\Phi_{max}^P = \arccos\left(\frac{1}{n_{max}^P}\right) \quad (8.30)$$

Minimálny polomer zatáčky

$$r_{min}^P = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_{max}^P)^2 - 1}} \quad (8.31)$$

Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°

$$t_{min}^P = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_{max}^P)^2 - 1}} \quad (8.32)$$

II. Obmedzenie zatáčky maximálnym súčiniteľom vztlaku

Násobok zaťaženia

$$n_{max}^A = \left(\frac{v}{v_S}\right)^2 \quad (8.33)$$

Maximálny uhol priečného sklonu

$$\Phi_{max}^P = \arccos\left(\frac{1}{n_{max}^A}\right) \quad (8.34)$$

Minimálny polomer zatáčky

$$r_{min}^P = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_{max}^A)^2 - 1}} \quad (8.35)$$

Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°

$$t_{min}^P = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_{max}^A)^2 - 1}} \quad (8.36)$$

III. Obmedzenie zatáčky maximálnym využitelným ťahom

Násobok zaťaženia

$$n_{max}^F = \frac{c_L F_{Vmax}}{c_D G} \quad (8.37)$$

Maximálny uhol priečného sklonu

$$\Phi_{max}^P = \arccos\left(\frac{1}{n_{max}^F}\right) \quad (8.38)$$

Minimálny polomer zatáčky

$$r_{min}^P = \frac{v^2}{g\sqrt{(n_{max}^F)^2 - 1}} \quad (8.39)$$

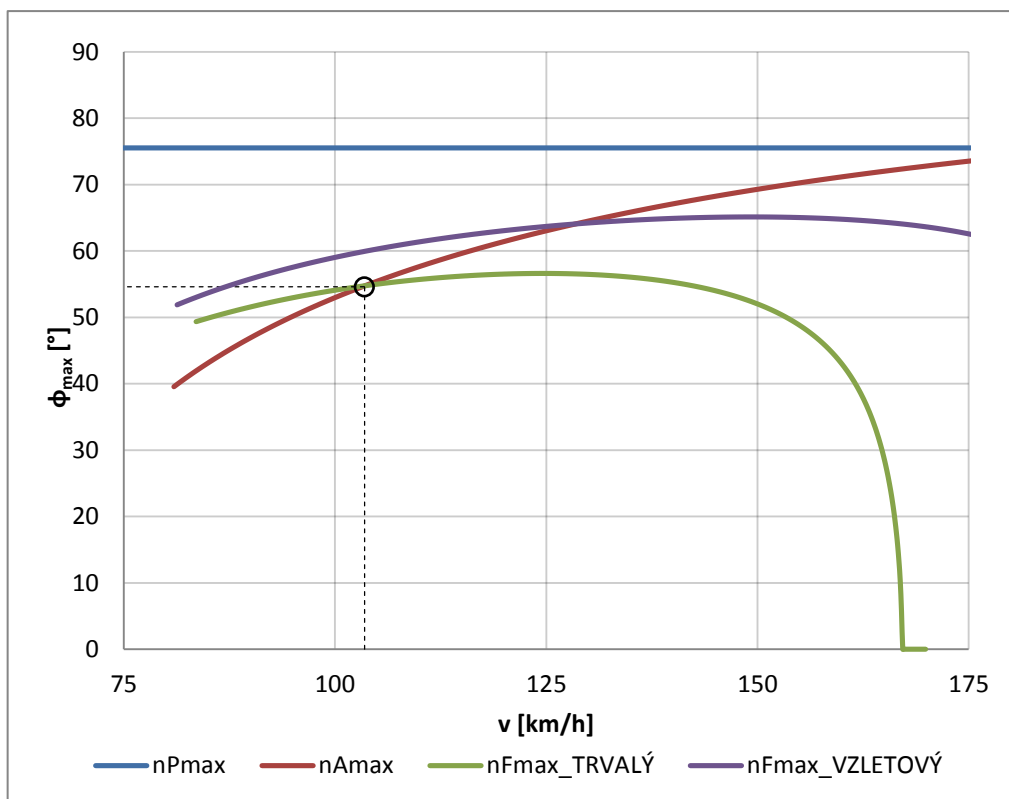
Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°

$$t^P = \frac{2\pi v}{g\sqrt{(n_{max}^F)^2 - 1}} \quad (8.40)$$

Určenie limitných parametrov

Hľadané limitné parametre sa získajú ako priesečníky vykreslených závislostí.

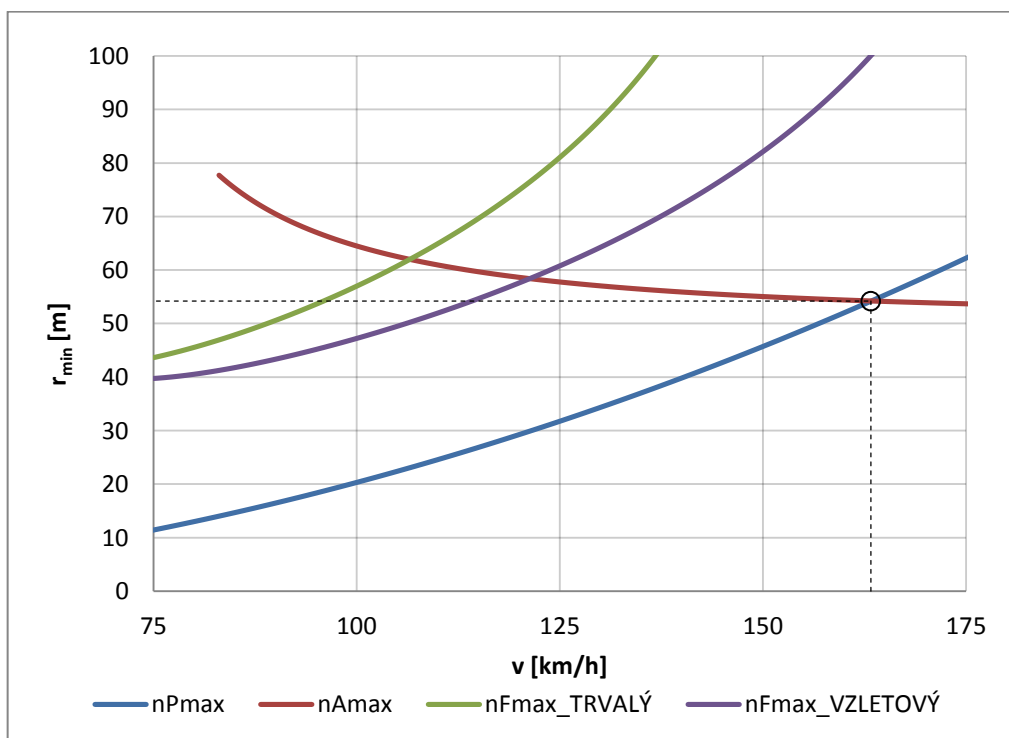
I. Maximálny uhol priečného sklonu



Obr. 8-16 Určenie maximálneho priečného sklonu.

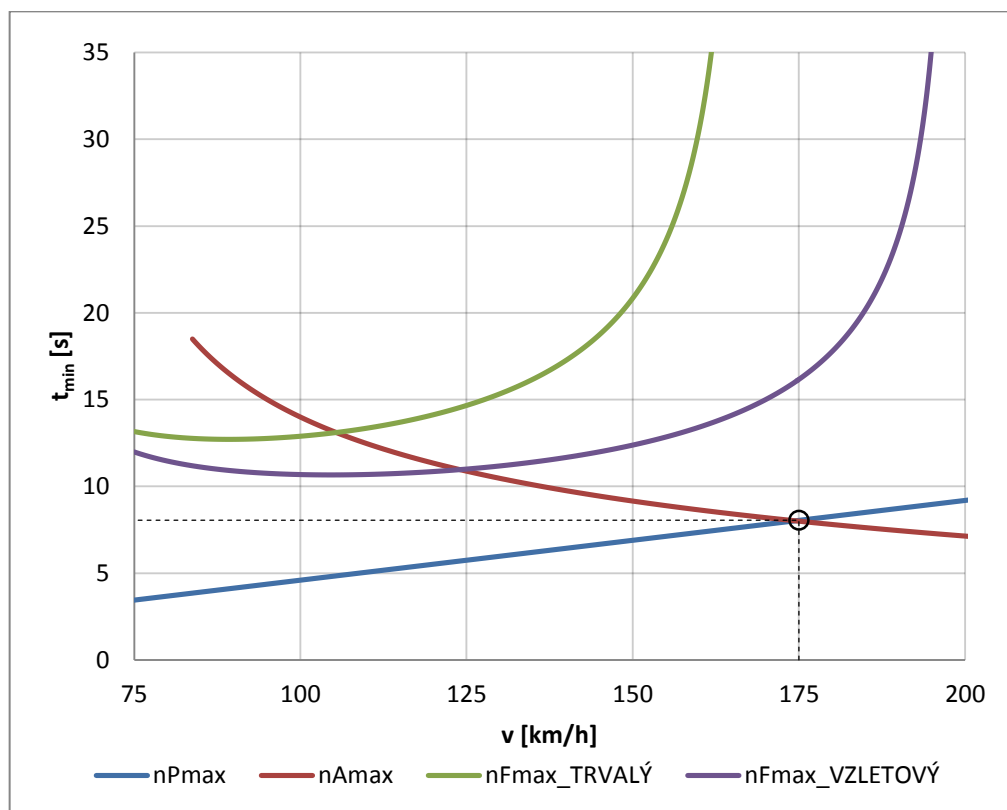
$$\Phi_{max} = 54,6^\circ$$

II. Minimálny polomer zatáčky



Obr. 8-17 Určenie minimálneho polomeru zatáčky.

$$r_{min} = 54,2 \text{ m}$$

III. Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°

Obr. 8-18 Určenie minimálnej doby zatáčky.

$$t_{min} = 7,4 \text{ s}$$

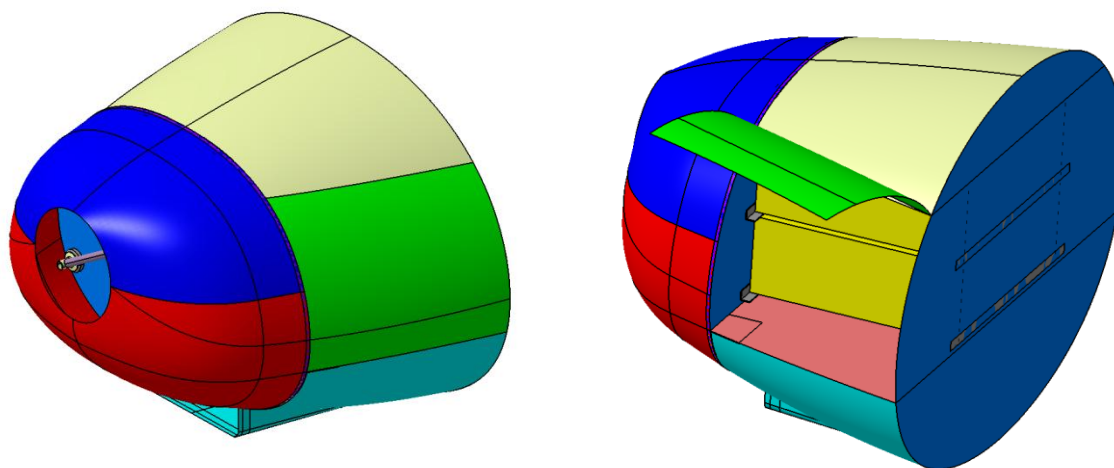
9 Konštrukčný návrh prednej časti trupu

9.1 Konštrukčný návrh zástavby motora

Konštrukčné riešenie zástavby motora vyplýva z koncepčného návrhu usporiadania prednej časti letúna. Pri návrhu bolo nutné vytvoriť jednoduchý prístup k výmene akumulátorových blokov a elektromotoru, pokiaľ možno bez narušenia nosnej konštrukcie. Priestor montážneho otvoru je vymedzený pozdĺžnymi výstuhami a prepážkami vytvárajúcimi priestor zástavby akumulátorov.

Motorový kryt je vodorovne rozdelený na dve časti. Obe časti sú pomocou skrutiek navzájom spojené a pripevnené k lemu požiarnej prepážky.

Spodná kryt pevnej časti umožňuje prístup k chladiču, skrutkám motorových lôží, frekvenčnému meniču. Jej uchytenie je realizované skrutkovými spojmi v lemoch trupových prepážiek. Vrchný kryt je odnímateľný a umožňuje prístup k palubnému počítaču a skrutkám motorových lôží.



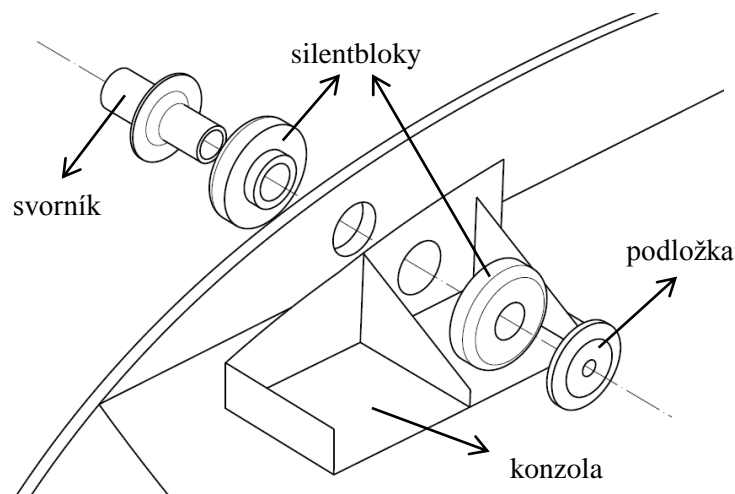
Obr. 9-1 Návrh motorových krytov.

Motorové lôže sú navrhnuté ako zváraná trubková konštrukcia (obr. 9-2) pripevnená k požiarnej prepážke pomocou skrutiek v svorníkoch vložených medzi silentblokmí. Výkresová dokumentácia je súčasťou prílohy 13. Použité svorníky sú produktom firmy Czech Sport Aircraft a.s. a používané pri zástavbe motora UL Power 350iS. Geometrické parametre svorníka boli prevzaté z [17].

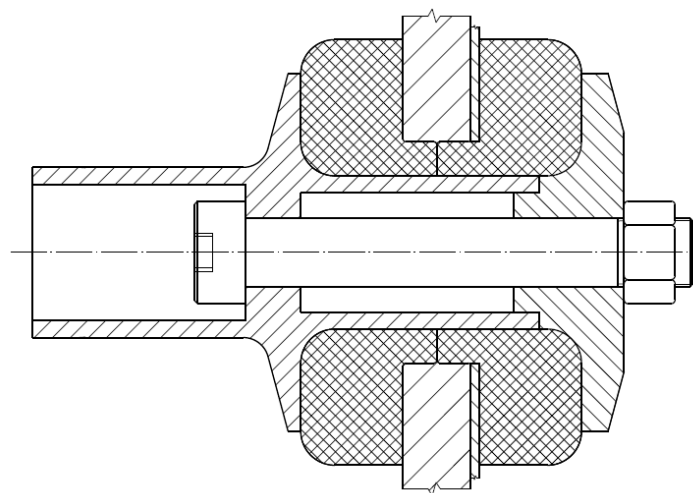


Obr. 9-2 Návrh motorových lôží.

Pri uchytení motorových lôží na požiaru prepážku je nutné zabezpečiť prenos zaťaženia z motora na pozdĺžny nosný systém trupu. S ohľadom na stávajúcu konštrukciu nebolo možné upevniť horné závesy motorových lôží do pozdĺžnych výstuh. Zaťaženie bude preto rozvedené prostredníctvom laminátovej konzoly [18] na vodorovnú prepážku, ktorá uzatvára skriňu pre uloženie akumulátorových blokov. Jej požiadavky na dimenzovanie tak budú v dôsledku zavedeného zaťaženia vyžadovať vyššie nároky. Z dôvodu zvýšenia tuhosti celej konštrukcie bude konzola prilaminovaná k pozdĺžnej výstuhe, vid' obr. 9-6. Pevnostná kontrola a návrh vrstvenia konzoly nie je v tomto dokumente zahrnutý.

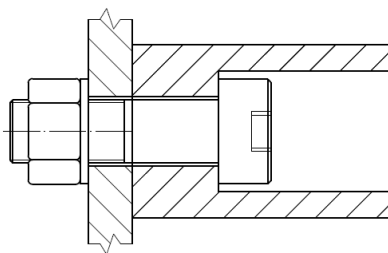


Obr. 9-3 Konštrukčný detail spojenia motorových lôží a požiarnej prepážky v hornej časti.

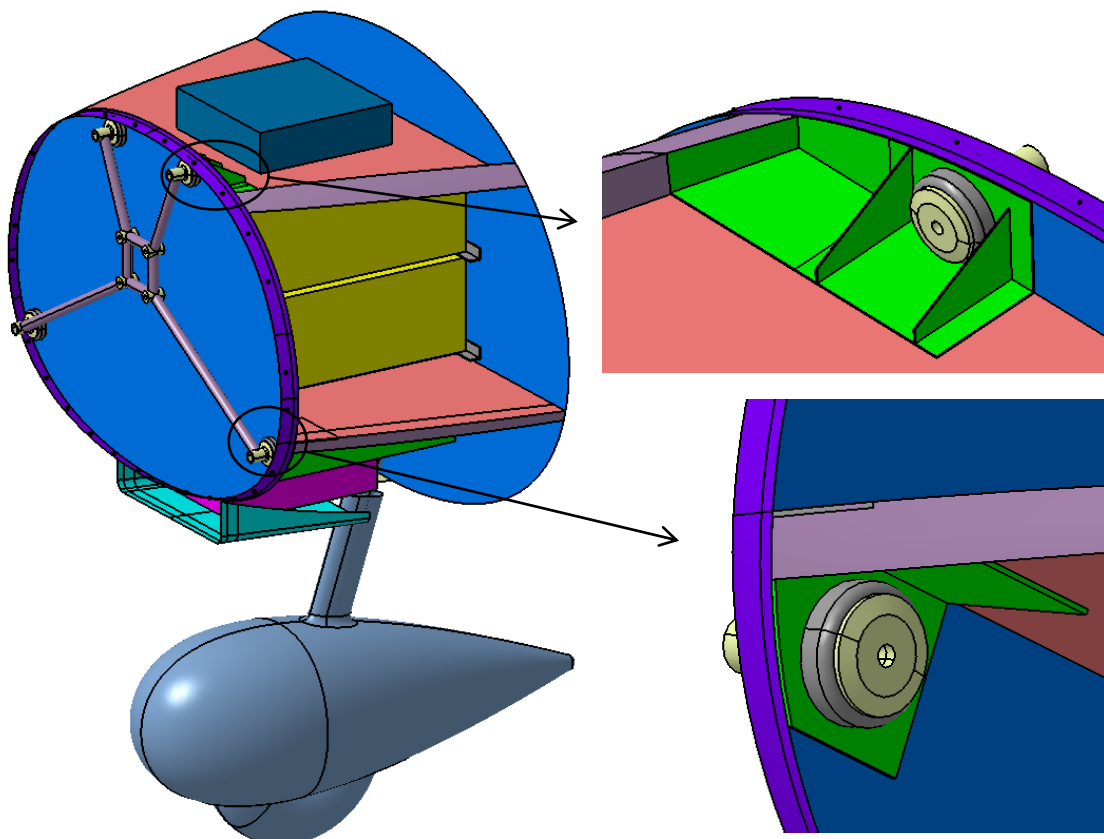


Obr. 9-4 Konštrukčný detail spojenia motorových lôží a požiarnej prepážky v pozdĺžnom reze.

Spojenie motorových lôží a elektromotora je realizované pomocou štyroch skrutiek. Detail spojenia je zobrazený na obr. 9-5.



Obr. 9-5 Návrh spojenia motorových lôží a elektromotora.

Kompletný model zástavby prednej časti trupu (obr. 9-6)**9.2 Voľba materiálu motorových lôží**

Motorové lôže sú primárne konštruované s využitím leteckých konštrukčných nízko a stredne legovaných ocelí. Výber ocele vyplýval, predovšetkým, z požiadavky zvariteľnosti materiálu. Bola zvolená Cr-Mo oceľ 15130 (L-CM3) a jej materiálové vlastnosti sú uvedené v tab. 9-1.

Tab. 9-1 Materiálové charakteristiky ocele L-CM3.

Medza pevnosti v ťahu	R_m	640	MPa
Medza klzu	$R_{p0,2}$	440	MPa

Konštrukčný polotovár bol vybraný na základe dostupných polotovarov. Zvolená bola trubka TR18x1,5 [28]. Hmotnosť navrhutej konštrukcie predstavuje 1,145 kg.

10 Zaťaženie motorových lôží [15]

Výpočet zaťaženia vychádza z predpisu CS-LSA. Pri návrhu nebol uvažovaný prípad núdzového pristátia, nakoľko je predmetom tejto kapitoly riešenie prednej časti trupu, a tak je ohrozenie posádky v dôsledku uvoľnenia koncentrovanej hmoty bezpredmetné. Predpis nevyžaduje zaťaženie od gyroskopických momentov.

10.1 Zaťaženie krútiacim momentom (bod predpisu 5.2.9)

Predpis definuje 2 možné prípady zaťaženia motorových lôží krútiacim momentom:

- Krútiaci moment odpovedajúci vzletovému výkonu a 75% zaťaženie bodu A manévrovej obálky.
- Krútiaci moment odpovedajúci maximálnemu trvalému výkonu a zaťaženie v bode A manévrovej obálky.

Príslušný krútiaci moment sa určí podľa vzťahu:

$$M_k = \frac{P}{2 \pi n} K \quad (10.1),$$

kde K je súčiniteľ, ktorý závisí na počte valcov spaľovacieho motora. Nakoľko sa jedná o elektromotor, bol zvolený najmenší možný súčiniteľ (odpovedajúci 5-valcovým motorom) $K = 1,33$,

P je odpovedajúci výkon na hriadieli motora znížený o vlastnú účinnosť motora a frekvenčného meniča a

n sú otáčky motora.

Zaťaženie zotrvačnými silami:

$$F_z = m_E \cdot g \cdot n_A \quad (10.2)$$

Výpočet bol realizovaný ako pre kladné tak aj záporné obrátové násobky.

10.2 Bočné zaťaženie (bod predpisu 5.2.10)

Bočné zaťaženie zotrvačnými silami pri násobku $n_B = 1,5$:

$$F_z = m_E \cdot g \cdot n_B \quad (10.3)$$

10.3 Prehľad prípadov zaťaženia

Tab. 10-1 Prípady zaťaženia motorových lôží.

Číslo prípadu	Násobok zaťaženia	Krútiaci moment
1	$0,75n_A^+$	Vzletový
2	n_A^+	Trvalý
3	$0,75n_A^-$	Vzletový
4	n_A^-	Trvalý
5	n_B	0
6	n_B	0

Výsledné hodnoty prevádzkových a početných síl a momentov pre jednotlivé prípady zaťaženia sú zobrazené v tab. 10-2 a 10-3. Početné zaťaženie motorových lôží sa získa pre násobením prevádzkových hodnôt koeficientom bezpečnosti **1,5**.

Tab. 10-2 Prevádzkové hodnoty zaťaženia motorových lôží.

Číslo prípadu	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]
1	836	0	735
2	568	0	981
3	836	0	-368
4	568	0	1 218
5	0	368	0
6	0	-368	0

Tab. 10-3 Početné hodnoty zaťaženia motorových lôží.

Číslo prípadu	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]
1	1254	0	1103
2	852	0	1471
3	1254	0	-552
4	852	0	1828
5	0	552	0
6	0	-552	0

11 Pevnostná kontrola motorových lôží

11.1 Výpočtový model

Pevnostná kontrola je rozdelená do dvoch častí. V prvom prípade bolo nutné vyšetriť statickú pevnosť prutov, a to pre všetky prípady zaťaženia. Jednotlivé prvky prenášajú zaťaženie tlakom, ťahom a ohybom. Zistenie maximálnych napätí bolo určené prostredníctvom MKP riešiča Nastran. Z riešenia trojrozmernej statickej rovnováhy uvedenej prutej sústavy vyplývajú hodnoty reakčných síl v uzlových bodoch RBE2, ktorých znalosť je nutná pri dimenzovaní spojovacích skrutiek uvedeného v druhej časti vykonaných rozborov.

- **MKP model**

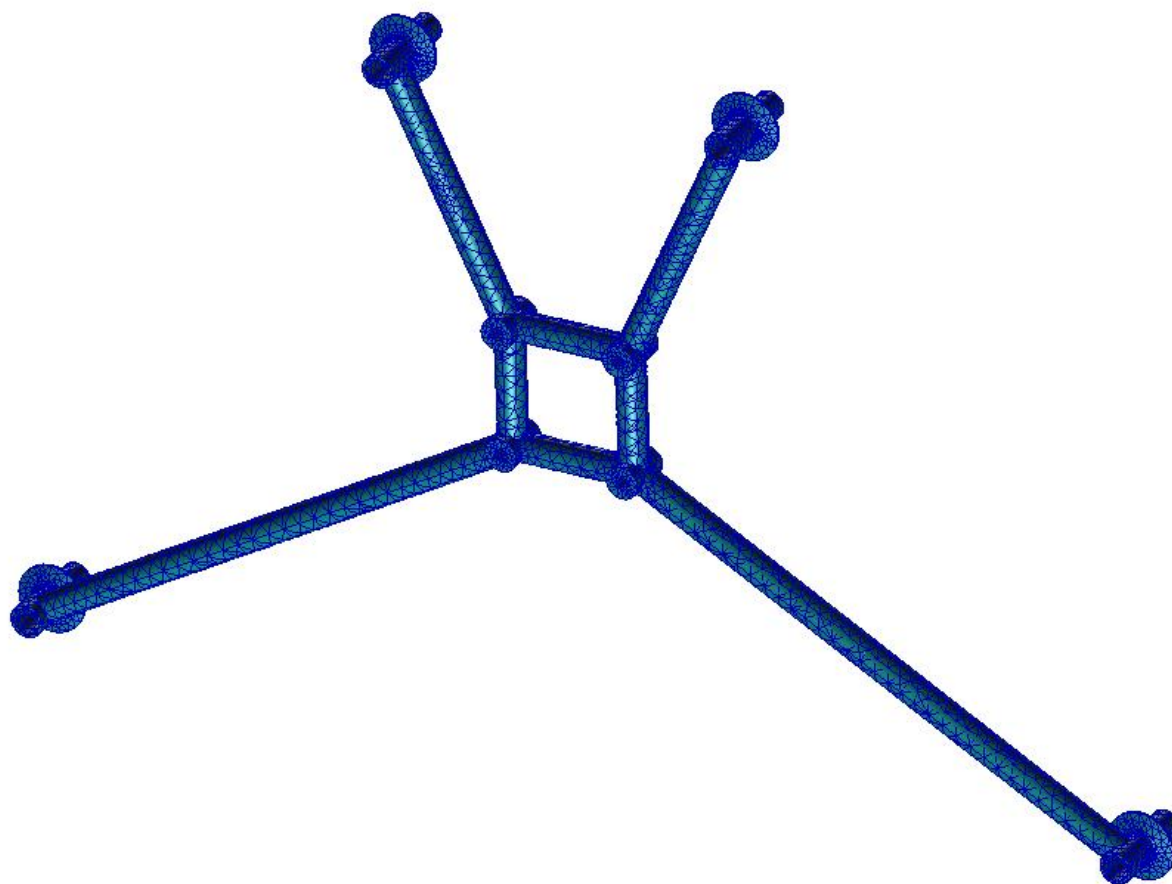
Existuje niekoľko možností modelovania, pričom kritériom je rozmernosť použitých elementov. Pre tento účel a jednoduchosť modelu bolo zvolené použitie trojrozmerných prvkov.

- **MKP sieť**

Sieť bola vytvorená v programe Patran s použitím elementov TET10 o konštantnej veľkosti 10 mm.

Tab. 11-1 Parametre siete MKP modelu.

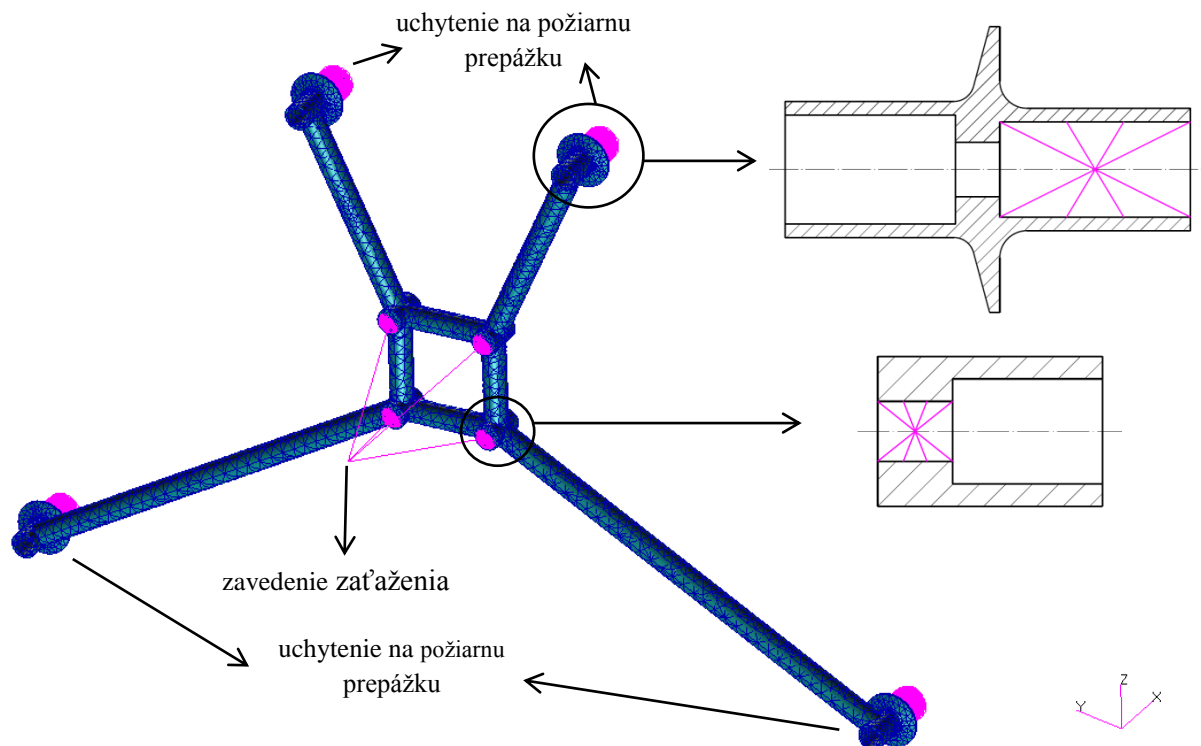
Počet uzlových bodov	55 088
Počet elementov	28 434



Obr. 11-1 MKP sieť modelu.

• Okrajové podmienky

Všetky zložky zaťaženia boli definované pomocou prvku MPC-RBE2, ktorého závislé uzlové body odpovedali bodom závesu motora. Vlastné zaťaženie je zavedené v uzlovom bode, ktorý odpovedá ťažisku sústavy elektromotor-vrtuľa, vid' obr. 11-2. Uchytenie motorových lôží bolo realizované pomocou prvku RBE2, pričom bolo zamedzené pohybu vo všetkých smeroch a rotáciám okolo osí y a z.



Obr. 11-2 Zavedenie okrajových podmienok do MKP modelu.

• Materiálové charakteristiky

Pre MKP analýzu bol zvolený **lineárny elastický** materiálový model, ktorý vyžaduje zadanie minimálne dvoch parametrov-modulu pružnosti a Poissonovho čísla.

Tab. 11-2 Materiálové dáta ocele vstupujúce do výpočtu.

Modul pružnosti v ťahu	E	210 000	MPa
Poissonovo číslo	μ	0,3	-

• Typ analýzy

Lineárna analýza s riešičom SOL 101.

• Vyhodnocovanie modelov

Hlavným cieľom výpočtového modelovania bolo vyhodnotiť:

1. Maximálne napätie v prutoch (súčinitele rezervy).
2. Reakčné sily a momenty v MPC prvkoch RBE2 v závesoch motorových lôží.

• Zjednodušenie modelovania

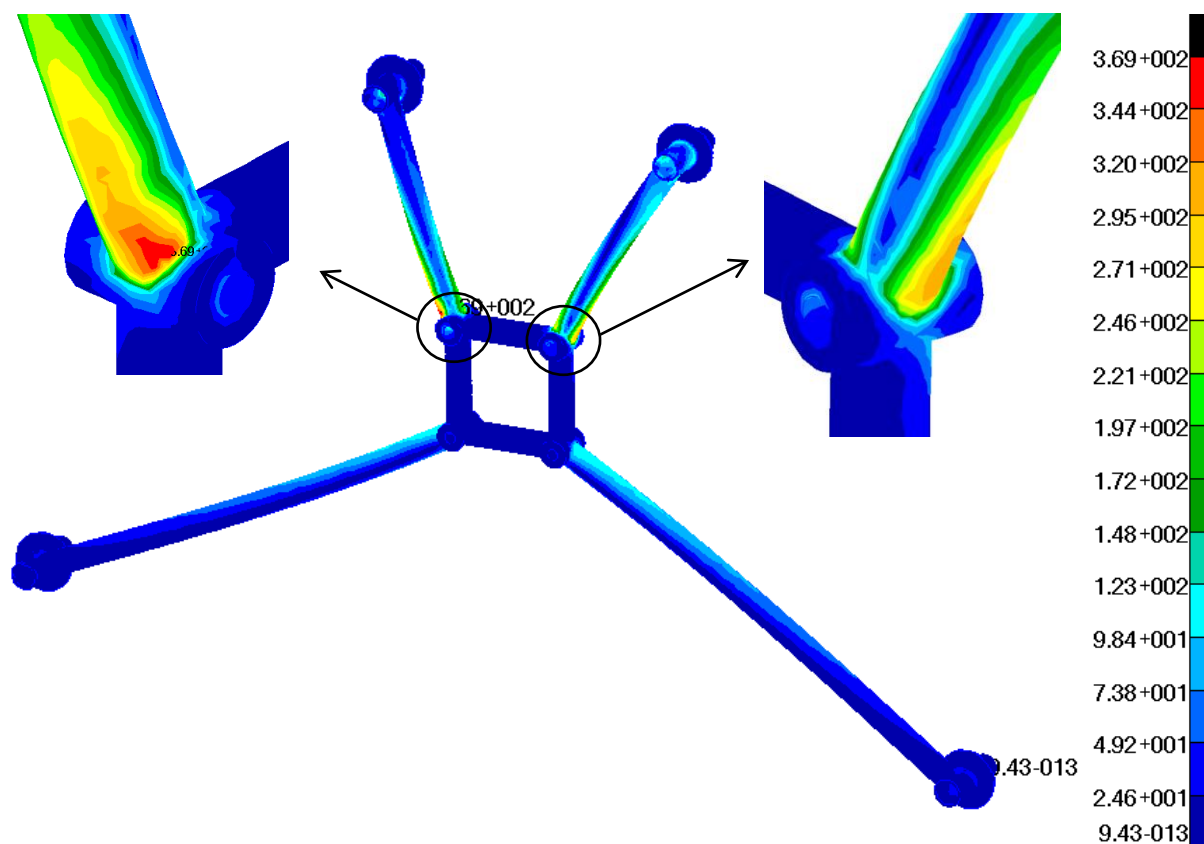
Súčasťou modelu nie sú zvárané spoje.

11.2 Pevnostná kontrola s využitím MKP

Hlavným cieľom pevnostnej kontroly bolo vyhodnotiť stav napätosti konštrukcie z hľadiska bezpečnej prevádzky, t.j. bez vzniku plastických deformácií. Zavedené zaťaženie tak v prvom prípade odpovedá prevádzkovým hodnotám.

Z vykonanej analýzy je možné konštatovať, že rádovo blízkych hodnôt maximálnych napätí sa dosahuje v letových prípadoch 1-4. Prípady bočného zaťaženia 5 a 6 sú navzájom symetrické a dosiahnuté maximálne napätie je nižšie ako v predchádzajúcich prípadoch. Najkritickejší prípad z hľadiska maximálneho dosiahnuteľného napätia je prípad č. 1. a jeho hodnota je 369 MPa, čo predstavuje vzhľadom k medze klzu súčiniteľ rezervy 1,19.

Výsledné hodnoty rozloženia napätí pre najkritickejší prípad sú zobrazené na obr. 11-3, ostatné prípady sú súčasťou prílohy 10.

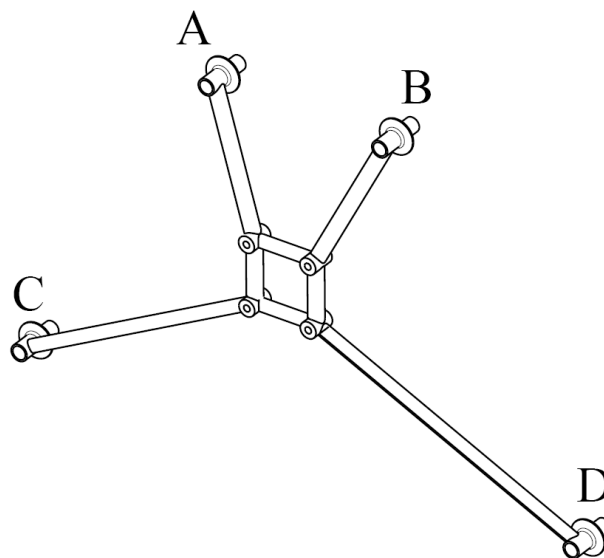


Obr. 11-3 Rozloženia napätia pre najkritickejší prípad zaťaženia.

Z hľadiska posúdenia statickej pevnosti navrhutej konštrukcie je nutné posúdiť hodnoty napätí v porovnaní s medzou klzu materiálu. V prípade všetkých uvažovaných prípadov zaťaženia dosahujú maximálne hodnoty napätí, a to aj s uvažovaním koncentrátorov napätia (v dôsledku absencie zváraných spojov) nižších hodnôt ako dovolená hodnota. Súčinitele rezervy tak v dostatočnej miere odpovedajú požiadavkom predpisu. Netreba však zabudnúť na skutočnosť, že v prípade motorových lóží ide o dynamicky namáhaný konštrukčný prvok, ktorého skutočné návrhové parametre môžu vyplývať z únavových vlastností a nie zo statickej pevnosti.

11.3 Pevnostná kontrola skrutkového spojenia na prepážke

MKP analýza pri početnom zaťažení umožňuje odčítať hodnoty reakčných síl v mieste zavesenia prvkov MPC, ktoré odpovedajú závesom motorových lóží. Výsledná reakčná sila v rovine požiarnej prepážky F_{yz} sa získa vektorovým súčtom pôsobiacich síl. Táto sila je do konštrukcie rozvedená prostredníctvom skrutkou zovŕzaných silentblokov. Skrutkové spojenie je navrhnuté s predpätím. Charakter namáhania je ťahový/tlakový a to axiálnou silou (v osi x). Označenie závesov je zobrazené na obr. 11-4.



Obr. 11-4 Označenie závesov.

- **Výpočtové vzťahy**

Normálové (ťahové, resp. tlakové) napätie

$$\sigma = \frac{R_x}{S} \quad (11.1),$$

kde S je prierezová plocha:

$$S = \pi \frac{D^2}{4} \quad (11.2)$$

Dovolené napätie (pre spoj s predpätím zaťažený v kludovom stave)

$$\sigma_{DOV} = 0,2 \cdot R_{p0,2} \quad (11.3)[22]$$

Súčiniteľ rezervy

$$\eta = \frac{\sigma_{DOV}}{\sigma} \quad (11.4),$$

Tab. 11-3 Výsledky pevnostnej kontroly skrutiek pre kritický prípad zaťaženia.

	σ [MPa]	η [-]
A	0,7	118,8
B	-14,9	5,2
C	-10,1	7,7
D	-0,6	121,8

Výsledné hodnoty reakčných síl a momentov sú uvedené v prílohe 11, súčinitele rezervy pre všetky prípady zaťaženia sú uvedené v prílohe 12.

Záver

Predložená diplomová práca sa zaoberá problematikou koncepčného návrhu výcvikového letúna s elektrickým pohonom. Požiadavkou bol dvojmiestny letún s vrtuľou v ťažnom usporiadaní a klasickým usporiadaním chvostových plôch s maximálnou vzletovou hmotnosťou 600 kg, certifikovaného podľa predpisu CS-LSA.

V prvej fáze bol prevedený návrh geometrických, aerodynamických a hmotnostných parametrov vyplývajúcich predovšetkým z vykonanej štatistiky stávajúcich letúnov v danej kategórii a doporučené návrhové hodnoty boli tiež prevzaté z konštrukčných skrípt.

Hmotnostný rozbor obsahuje rozloženie jednotlivých komponentov elektrického pohonu, vrátane akumulátorových blokov, a to z ohľadom na medzné hodnoty centráže, ktoré definujú priateľnú mieru zásoby statickej stability. Hmotnosť akumulátorov bola stanovená na 108,1 kg, čo predstavuje približne 18% maximálnej vzletovej hmotnosti.

Následne boli v rámci obálky zaťaženia stanovené návrhové rýchlosti letu, a tiež prípustné prevádzkové násobky, ktoré slúžia ako východiskové hodnoty pri výpočte zaťaženia motorových lôží.

Ďalšia časť bola venovaná odhadu vztlakovej čiary a aerodynamickej poláre letúna, ktorých znalosť je nutná pri vyhodnocovaní letových výkonov. Teoretická hodnota maximálnej klzavosti dosahuje hodnoty 16,46. Pri horizontálnom lete v tomto režime predstavuje hodnota doletu 202 km a vytrvalosti 1h 56 min.

Posledná časť práce je venovaná konštrukčnému návrhu zástavby prednej časti letúna a návrhu a pevnostnej kontrole motorových lôží, ktorá je vykonaná pomocou lineárnej MKP analýzy v Nastrane. Navrhnutá konštrukcia motorových lôží a ich skrutkového spojenia na požiar- nu prepážku odpovedá požiadavkám na statickú pevnosť.

Práca je koncipovaná ako sekvencia návrhových postupov z oblasti konštruovania, aerodynamiky, mechaniky letu a pevnosti, pričom navrhnuté parametre vychádzajú z vykonanej štatistiky a poskytujú tak hodnoverný odhad pre prvotný návrh novovznikajúceho letúna.

Zoznam použitých zdrojov

- [1] DANĚK, Vladimír. *MECHANIKA LETU I: Letové výkony*. Brno: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ CERM, 2009. ISBN 978-80-7204-659-1.
- [2] DANĚK, Vladimír. *MECHANIKA LETU II: Letové vlastnosti*. Brno: AKADEMICKÉ NAKLADATELSTVÍ cerm, 2011. ISBN 978-80-7204-761-1.
- [3] DANĚK, Vladimír. *Projektování letadel*. Nakladatelství VUT Brno, 1991. ISBN 80-214-0373-X.
- [4] Miloslav PETRÁSEK. *Konstrukce leteadel I*. Brno, 2004. Elektronické skriptum. Vojenská akademie v Brně.
- [5] PÁVEK, Josef a Zdeněk KOPŘIVA. *Konstrukce a projektování letadel I*. Praha: Ediční středisko ČVUT, 1982.
- [6] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Brno: PC-DIR Real, 2000. ISBN 80-214-1789-7.
- [7] ROSKAM, Jan. *Airplane design PART I*. Ottawa,Kansas, 1985.
- [8] ROSKAM, Jan. *Airplane design PART V*. Ottawa,Kansas, 1985.
- [9] ROSKAM, Jan. *Airplane design PART VI*. Ottawa,Kansas, 1987.
- [10] RAYMER, Daniel. *Aircraft design*. Second edition. Washington, DC, 1989. ISBN 0-930403-51-7.
- [11] HARTMAN, Edwin a David BIERMANN. *The aerodynamics characteristics of full scale propelles having 2,3 and 4 blades of Clark Y and R. A.F. 6 airfoil sections* [online]. [cit. 2018-04-23].
- [12] HEPERLE, Martin. *Electrif Flight-Potential and Limitations*[online]. Institute of Aerodynamics and Flow technology, Braunschweig,Germany [cit. 2018-04-23].
- [13] MCGHEE, Robert a William D.BEASLEY. *Low-speed wind-tunnel results for modified 13-percent-thick airfoil* [online]. In: . Hampton,Virginia:Langley Research Center [cit. 2018-04-23].
- [14] MCGHEE, Robert a William D.BEASLEY. *Low-speed wind-tunnel results for modified 17-percent-thick airfoil* [online]. In: . Hampton,Virginia:Langley Research Center [cit. 2018-04-23].
- [15] EASA. *CS-LSA – Certification specification for light sport aircraft*.2004
- [16] PÍŠTĚK, Antonín. *Výpočet hmotnosti lehkých letounů: Studijní podklady Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství VUT*.

- [17] MAREK, Ondřej. *Koncepční návrh vlečného letounu podle CS-VLA*. Brno, 2013. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Ing. Michal Mališ Ph.D.
- [18] LÖFFELMANN, František. *Návrh přední části trupu letounu TL-4000 a zástavby motoru*. Brno, 2014. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Ing. František Vaněk.
- [19] PÍŠTĚK, Antonín. *Výpočet hmotnosti lehkých letounů: Studijní podklady Letecký ústav, Fakulta strojního inženýrství VUT*.
- [20] Bencalík K.: *Předběžný koncepční návrh letounu VUT 051 RAY*, Brno, 2009. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství.
- [21] VANĚK, F.; HLINKA, J. *Software Glauert III*, VUT-FSI v Brně, 2003.
- [22] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: http://www.sspu-opava.cz/~dolezi/SPS/2_rocnik/09_Dovolene_napet_pro_vypocet_sroubu.pdf
- [23] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: <https://www.geckoandfly.com/17003/portable-power-pack-charger/>
- [24] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: https://www.aopa.org/news-and-media/all-news/2015/october/pilot/f_pipistrel
- [25] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: <http://sustainableskies.org/chinas-first-certified-electric-airplane-ready-for-mass-production/>
- [26] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: <https://www.bydanjohnson.com/light-sport-aircraft-market-shares-fleet-2016/>
- [27] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: <https://www.evektor.cz/en/sportstar-epos>
- [28] [online]. [cit. 2018-04-26]. Dostupné z: http://www.kartcross.cz/index.php?option=com_content&view=article&id=61:trubky-prodej&catid=37:prodej-25crmo4&Itemid=58

Zoznam použitých zdrojov

Prevzaté technické špecifikácie letúnov použitých v štatistickom rozbere.

CarbonCub SS	CubCrafters	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://cubcrafters.com/carboncub/ss
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.continentalmotors.aero/titan/cub-crafters.aspx
CTLSi	Flight Design	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://flightdesignusa.com/aircraft/ctlsi/specification/
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-is-isc-sport.html
Skycatcher	Cessna	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.planeandpilotmag.com/article/cessna-162-skycatcher/#.WgVluFXiaUk
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.zenithair.com/kit-data/zac-o-200-d.html
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.napajetcenter.com/pdfs/162PHUS.pdf
Sport Cruiser	Czech Sport Aircraft	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.czechsportaircraft.com/en/sport-cruiser
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.flyrotax.com/produkte/detail/rotax-912-uls-s.html
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://axenty.com/resources/PIM/CZAW%20SportCruiser%20PIM.pdf
Legend Cub	American Legend AL3C-100	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.legend.aero/pdf/2008SpecsSheet.4.pdf
P2008	Tecnam	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.planeandpilotmag.com/article/tecnam-p2008/#.WgTEhIXiaUk
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://redcliffeaeroclub.com.au/files/aircraft/P2008_POH.pdf
J230	Jabiru	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.jabiru.net.au/aircraft/j230-d
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.zenithair.com/kit-data/zac-jabiru3300.html
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.timeflyer.co.za/pdfdoc/JP-FM-09_J230-D_POH_Rev0.pdf
GXiS	Remos	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://remos.com/modells/remos-gxis-upper-class?lang=en
A240/A220	Aeropro	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.aerotrek.aero/
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://manualzz.com/doc/33077367/aeropro-a240---aerotrek-aircraft
Harmony	Evektor	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.evektor.cz/en/harmony-lsa
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://flyblueridgeaviation.com/wordpress/wp-content/uploads/2014/10/Evektor-Harmony-POH.pdf
Sinus	Pipistrel	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.pipistrel.si/plane/sinus/technical-data
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: www.pipistrel.si/file/open/.../Sinus%20ENGmanual%20REV2.pdf

Sting S4	TL Ultralight	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.tl-ultralight.cz/en/ultralight-aircraft/tl-2000-sting-s4
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.sting.aero/owners/downloads/manuals/s4/poh_s4_lsa_kts.pdf
CH-701	Zenair Ltd	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://zenithair.com/stolch701/7-perf.html
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.zenithair.com/stolch701/data/701-poh-sample-czaw-4th.pdf
RV-12	Van's Aircraft	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.vansaircraft.com/public/rv12specs.htm
S-20 Raven	Rans	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://docs.wixstatic.com/ugd/6e941e_07645e396ef04e38a27752db40ec4c13.pdf
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.vansaircraft.com/pdf/revisions/RV-12/RV-12_POH.pdf
SportStar EPOS	Evektor	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.evektor.cz/en/sportstar-epos
Alpha Electro	Pipistrel	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.pipistrel.ad/training/alpha-electro
		[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: www.pipistrel.si/en/file/.../ALPHA-Trainer-LSA-550-POH-R7.pdf
RX1E	Rui Xiang	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://all-aero.com/index.php/53-planes-l-m-n-o/17534-liaoning-ruixiang-rx1e

Zoznam použitých zdrojov

Prevzaté charakteristiky akumulátorov.

LG 18650 B4	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://lygte-in-fo.dk/review/batteries2012/LG%2018650%20B4%202600mAh%20%28Gray%29%20UK.html
LG 18650 D2	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://lg18650.com/lg-18650/23-lg-18650d1.html
LG 18650 F1L	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://lg18650.com/home/25-lg-18650-f1l-3350mah-487a-122wh.html
LG 18650 MH1	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://lygte-in-fo.dk/review/batteries2012/LG%2018650%20MH1%203200mAh%20%28Cyan%29%20UK.html
LG 18650 MJ1	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://lygte-in-fo.dk/review/batteries2012/LG%2018650%20MJ1%203500mAh%20%28Green%29%20UK.html
Panasonic NCR18650B	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.batteryspace.com/prod-specs/NCR18650B.pdf
Panasonic NCR18650BD	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://na.industrial.panasonic.com/sites/default/pidsa/files/panasonic-ncr18650bd-datasheet.pdf
Panasonic NCR18650BF	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.nkon.nl/sk/k/Technical%20Information%20NCR18650BF%2006.08.2014.pdf
Panasonic NCR18650GA	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://www.orbtronic.com/content/Datasheet-specs-Sanyo-Panasonic-NCR18650GA-3500mah.pdf
Panasonic NCR18650PF	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://www.omnitron.cz/download/datasheet/NCR-18650PF.pdf
Panasonic UR18650ZTA	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: https://industrial.panasonic.com/cdbs/ww-data/pdf2/ACA4000/ACA4000CE305.pdf
Samsung INR18650-35E	[online]. [cit. 2018-05-07]. Dostupné z: http://downloads.cdn.re-in.de/1400000-1499999/001499572-da-01-de-SAMSUNG_LI_ION_AKKU_18650_3500MAH_10A.pdf

Zoznam symbolov

$\partial \varepsilon / \partial a$	Derivácia zošikmenia prúdu v mieste VOP	[-]
L_{VOP}	Aerodynamická sila na VOP	[N]
μ	Bezrozmerná hmotnosť letúna	[-]
η	Celková účinnosť elektrického pohonu (kapitola 8.2.1), súčiniteľ rezervy (kapitola 11.4)	[-]
p_c	Celkové napätie v otláčení	[MPa]
S_{TR}	Čelná plocha trupu	[m ²]
S_{TR}	Čelná plocha trupu v jeho najširšej časti	[m ²]
C_{m_q}	Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia	[-]
$C_{m_\delta}^*$	Derivácia súčiniteľa klopiaceho momentu podľa výchylky VK	[-]
C_{L_q}	Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa uhlovej rýchlosti klopenia	[-]
C_{L_δ}	Derivácia súčiniteľa vztlaku podľa výchylky VK	[-]
$C_{L_{VOP\delta}}$	Derivácia súčiniteľa vztlaku VOP podľa výchylky VK	[-]
C_{H_q}	Derivácia súčiniteľa závesového momentu podľa uhlovej rýchlosti klopenia	[-]
$C_{H_{\alpha VOP}}$	Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa uhla nábehu VK	[-]
C_{H_α}	Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa uhlu nábehu letúna	[-]
C_{H_δ}	Derivácia súčiniteľa závesového momentu VK podľa výchylky VK	[-]
l_F	Dĺžka klapky	[m]
l_k	Dĺžka krídelka	[m]
c	Dĺžka tetivy profilu	[m]
l_{TR}	Dĺžka trupu	[m]
σ_{DOV}	Dovolené napätie pre skrutku zaťaženú strihom	[MPa]
$\bar{\sigma}_D$	Dynamická zásoba s pevným riadením	[-]
\bar{x}_D'	Dynamická zásoba s voľným riadením	[-]
$\bar{\sigma}_D'$	Dynamická zásoba s voľným riadením	[-]
d_{TR}	Ekvivalentný priemer trupu	[m]
d_{TR}	Ekvivalentný priemer trupu	[m]
dy	Element krídla	[-]
Δx	Element trupu	[-]
f	Faktor uvoľnenia výškového kormidla	[-]
η_1	Faktor veľkosti a tvaru nosa	[-]
K_A	Geometrický súčiniteľ	[-]
K_H	Geometrický súčiniteľ	[-]
K_λ	Geometrický súčiniteľ	[-]

M_{gy}	Gyroskopický moment pri klonení	[Nm]
M_{gz}	Gyroskopický moment pri zatáčaní	[Nm]
h_F	Hĺbka klapky	[%]
h_k	Hĺbka krídelka	[%]
m_{BAT}	Hmotnosť akumulátorov	[kg]
m_F	Hmotnosť akumulátorov	[kg]
m_M	Hmotnosť elektromotora	[kg]
\overline{m}_{ST}	Hmotnosť konštrukcie draku (pomerná)	[kg]
m	Hmotnosť letúna	[kg]
m_{PU}	Hmotnosť pohonnej sústavy	[kg]
\overline{m}_{SE}	Hmotnosť systémov a vybavenia (pomerná)	[kg]
m_U	Hmotnosť užitočného zaťaženia	[kg]
ρ	Hustota vzduchu	[kgm ⁻³]
$c_{Di,VOP,vyv}$	Indukovaný odpor VOP od vyvažovacieho zaťaženia	[-]
$M_{0,VOP}$	Klopiaci moment VOP pri nulovom vztlaku	[Nm]
R_{KT}	Koeficient vyjadrujúci vplyv interferencie medzi krídlami a trupom	[-]
$R_{LS,VOP}$	Koeficient vyjadrujúci vplyv interferencie VOP a trupom	[-]
R_{LS}	Koeficient zahrňujúci vplyv šípu spojnice maximálnych stavebných výšok profilu	[-]
η_2	Korekčný faktor účinnosti kormidla od výchylky kormidla	[-]
α_{Kkrit}	Kritický uhol nábehu	[°]
M_k	Krútiaci moment	[Nm]
K_{max}	Maximálna kĺzavosť	[-]
$v_{max,TRVALÝ}$	Maximálna rýchlosť pri trvalom režime práce motora	[ms ⁻¹]
$v_{max,VZLETOVÝ}$	Maximálna rýchlosť pri vzletovom režime práce motora	[ms ⁻¹]
T_{max}	Maximálna vytrvalosť	[min]
m_{TOW}	Maximálna vzletová hmotnosť	[kg]
R_{max}	Maximálny dolet	[km]
n_{max}^A	Maximálny násobok zaťaženia daný maximálnym súčiniteľom vztlaku	[-]
n_{max}^F	Maximálny násobok zaťaženia daný využitelným ťahom	[-]
n_{max}^P	Maximálny prevádzkový násobok zaťaženia	[-]
$c_{Lmax,K}$	Maximálny súčiniteľ vztlaku krídla	[-]
c_{Lmax}	Maximálny súčiniteľ vztlaku letúna	[ms ⁻¹]
$c_{Lmax,prof}$	Maximálny súčiniteľ vztlaku profilu	[-]
Φ_{max}	Maximálny uhol priečneho sklonu	[°]
$R_{p0,2}$	Medza kĺzu	[MPa]
R_m	Medza pevnosti v ťahu	[MPa]
P_M	Menovitý výkon motora	[W]

t_{min}	Minimálna doba potrebná k prevedeniu zatáčky o 360°	[s]
m_{min}	Minimálna vzletová hmotnosť letúna	[kg]
r_{min}	Minimálny polomer zatáčky	[m]
F_{Pmin}	Minimálny potrebný ťah	[N]
P_{Pmin}	Minimálny potrebný výkon	[W]
E	Modul pružnosti v ťahu	[GPa]
\bar{V}_{VOP}	Mohuť VOP k AS KT	[-]
V_{SOP}	Mohutnosť SOP	[-]
V_{VOP}	Mohutnosť VOP	[-]
\tilde{V}_{VOP}	Mohutnosť VOP k ťažisku letúna	[-]
$I_{x,vrt}$	Moment zotrvačnosti vrtule	[kgm ²]
p_{Mo}	Napätie od ohybového momentu	[MPa]
p_T	Napätie od posúvajúcej sily	[MPa]
n_N	Násobok pri nomrálovom zaťažení	[-]
n_B	Násobok pri zaťažení bočnými silami	[-]
E^*	Nominálna zásoba energie akumulátorov	[Wh]
σ	Normálové (ťahové, resp. tlakové) napätie	[MPa]
n_A	Obratový násobok	[-]
$c_{D,POD}$	Odpor podvozku	[-]
$c_{D,POD,i}$	Odpor príslušnej časti podvozku	[-]
$c_{D0,SOP}$	Odpor SOP pri nulovom vztlaku	[-]
$c_{D0,TR}$	Odpor trupu pri nulovom vztlaku	[-]
$c_{D0,VOP}$	Odpor VOP pri nulovom vztlaku	[-]
D	Odporová sila (kapitola 8.1.1), priemer vrtule (kapitola 8.1.3)	[N]
$S_{om,K}$	Omočená plocha krídla	[m ²]
$S_{om,K}$	Omočená plocha trupu	[m ²]
e	Oswaldov koeficient aerodynamickej účinnosti	[-]
e_{VOP}	Oswaldov koeficient aerodynamickej účinnosti VOP	[-]
n	Otáčky motora	[min ⁻¹]
v_S	Pádová rýchlosť	[ms ⁻¹]
S_F	Plocha klapky	[m ²]
S_k	Plocha krídelka	[m ²]
S	Plocha krídla, prierezová plocha	[m ²]
S_{SK}	Plocha smerového kormidla	[m ²]
S_{SOP}	Plocha SOP	[m ²]
S_{VOP}	Plocha VOP	[m ²]
S_{VK}	Plocha výškového kormidla	[m ²]
S_{VK}	Plocha výškového kormidla	[m ²]
S_{V0}	Plocha výškového kormidla pred osou otáčania	[m ²]
μ	Poissonovo číslo	[-]
$\bar{x}_{A,KT}$	Poloha aerodynamického stredu konfigurácie krídlo-trup	[-]

$\bar{x}_{A,K}$	Poloha aerodynamického stredu krídla	[-]
\bar{x}_A'	Poloha aerodynamického stredu letúna s voľným riadením	[-]
\bar{x}_D	Poloha dynamického bodu s pevným riadením	[-]
\bar{x}_D'	Poloha dynamického bodu s voľným riadením	[-]
$r_{T,vrt}$	Polomer odpovedajúci polohe ťažiska vrtule	[m]
$\Delta\bar{x}_{A,TR}$	Posun aerodynamického stredu od vplyvu trupu	[-]
F_P	Potrebný ťah	[N]
P_P	Potrebný výkon	[W]
ΔF	Prebytok ťahu	[N]
ΔP	Prebytok výkonu	[W]
$\Delta c_{L,VOP}$	Prírastok vztlaku na VOP	[-]
$\Delta\bar{x}_{A,VOP}$	Príspevok VOP k posunu aerodynamického stredu letúna	[-]
F	Propulzná sila	[N]
\tilde{l}_{VOP}	Rameno AS VOP a ťažiska letúna	[m]
σ_{RED}	Redukované napätie	[MPa]
$S_{POD,i}$	Referenčná plocha pneumatiky	[m ²]
b	Rozpätie	[m]
w	Rýchlosť klesania (kapitola 8.4.2)	[ms ⁻¹]
v	Rýchlosť letu (kapitola 8.1.2), rýchlosť klesavého letu (kapitola 8.4.2)	[ms ⁻¹]
v_{mD}	Rýchlosť odpovedajúca režimu minimálneho odporu	[ms ⁻¹]
v_{mP}	Rýchlosť odpovedajúca režimu minimálneho potrebného výkonu	[ms ⁻¹]
J	Rýchlostný pomer	[-]
$c_{L\alpha,KT}$	Sklon vztlakovej čiary konfigurácie krídlo-trup	[rad ⁻¹]
$c_{L\alpha,K}$	Sklon vztlakovej čiary krídla	[rad ⁻¹]
$c_{L\alpha}$	Sklon vztlakovej čiary letúna	[rad ⁻¹]
a'	Sklon vztlakovej čiary letúna s voľným riadením	[-]
$a_{0,prof}$	Sklon vztlakovej čiary profilu	[rad ⁻¹]
$c_{L\alpha,prof}$	Sklon vztlakovej čiary profilu	[rad ⁻¹]
α_{VOP}	Sklon vztlakovej čiary VOP	[rad ⁻¹]
$c_{L\alpha,VOP}$	Sklon vztlakovej čiary VOP (k ploche krídla)	[rad ⁻¹]
$\bar{\sigma}_A'$	Statická zásoba s voľným riadením	[-]
c_A	Stredná aerodynamická tetiva	[m]
w	Stúpacia rýchlosť	[ms ⁻¹]
$M_{0,K}$	Súčiniteľ klopiaceho momentu krídla pri nulovom vztlaku	[-]
$c_{m0,prof}$	Súčiniteľ klopiaceho momentu profilu	[-]
$M_{0,TR}$	Súčiniteľ klopiaceho momentu trupu pri nulovom vztlaku	[-]
$c_{D,m}$	Súčiniteľ minimálneho odporu (na poláre)	[-]

$c_{L,m}$	Súčiniteľ minimálneho vztlaku (na poláre)	[-]
$c_{D0,K}$	Súčiniteľ odporu krídla pri nulovom vztlaku	[-]
c_D	Súčiniteľ odporu letúna	[-]
η_{otl}	Súčiniteľ rezervy pri otláčení	[-]
L'	Súčiniteľ vyjadrujúci vzájomný vplyv maximálnej stavebnej výšky a dĺžky tetivy	[-]
c_P	Súčiniteľ výkonu	[-]
$c_{L0,KT}$	Súčiniteľ vztlaku konfigurácie krídlo–trup pri nulovom uhle nábehu	[-]
$c_{L0,K}$	Súčiniteľ vztlaku krídla pri nulovom uhle nábehu	[-]
c_L	Súčiniteľ vztlaku letúna	[-]
$c_{L,mD}$	Súčiniteľ vztlaku odpovedajúci režimu minimálneho odporu	[-]
$c_{L,mP}$	Súčiniteľ vztlaku odpovedajúci režimu minimálneho potrebného výkonu	[-]
c_{L0}^*	Súčiniteľ vztlaku pri nulovom uhle nábehu letúna	[-]
$c_{L0,VOP}$	Súčiniteľ vztlaku VOP pri nulovom uhle nábehu letúna	[rad ⁻¹]
k_{VOP}	Súčiniteľ zníženia dynamického tlaku v mieste VOP	[-]
K	Súčiniteľ, ktorý odpovedá počtu valcov spašovacieho motora	[-]
c_F	Súčiniteľ ťahu	[-]
K_{KT}	Súčiniteľ vplyvu trupu	[-]
$c_{L,K}$	Súčiniteľ vztlaku krídla	[-]
b_{TR}	Šírka trupu	[m]
τ	Šmykové napätie	[MPa]
E	Špecifická hustota energie akumulátorov	[Wh]
A	Štíhlosť	[-]
G	Tiažová sila	[N]
g	Tiažové zrýchlenie	[ms ⁻²]
$c_{f,K}$	Trecí koeficient (krídlo)	[-]
$c_{f,TR}$	Trecí koeficient (trup)	[-]
$c_{f,VOP}$	Trecí koeficient (VOP)	[-]
$\left(\frac{d\alpha}{d\delta}\right)$	Účinnosť kormida	[-]
η_V	Účinnosť vrtule	[-]
ω_y	Uhlová rýchlosť klopenia	[rad ⁻¹]
ω_z	Uhlová rýchlosť zatáčania	[rad ⁻¹]
γ	Uhol kĺzania	[°]
φ_K	Uhol nastavenia krídla	[°]
φ_{KT}	Uhol nastavenia KT voči horizontálnej rovine	[°]
$\varphi_{TR,ref}$	Uhol nastavenia trupu voči referenčnej rovine trupu	[°]
φ_{VOP}^*	Uhol nastavenia VOP voči čiare nulového vztlaku konfigurácie KT	[°]
φ_{VOP}	Uhol nastavenia VOP voči vodorovnej osi	[°]

α_0^*	Uhol nulového vztaku	[°]
$\alpha_{0,K}$	Uhol nulového vztaku krídla	[°]
$\alpha_{0,prof}$	Uhol nulového vztaku profilu	[°]
γ	Uhol stúpania	[°]
Λ	Uhol šípu	[°]
$h_{A,SOP}$	Vertikálna poloha strednej aerodynamickej tetivy SOP	[m]
u	Vodorovná (dopredná) zložka klesavej rýchlosti letu	[ms ⁻¹]
\bar{x}_A	Výsledná hodnota aerodynamického stredu letúna s pevným riadením	[-]
h_{SOP}	Výška SOP	[m]
T	Vytrvalosť	[min]
F_V	Využitelný ťah	[N]
P_V	Využitelný výkon	[N]
$l_{VOP,0,25}$	Vzdialenosť AS VOP od AS krídla	[m]
$\bar{l}_{VOP,0,25}$	Vzdialenosť AS VOP od AS krídla (bezrozmerová)	[-]
h_{VOP}	Vzdialenosť AS VOP od ťažiska letúna (kolmo na čiaru nulového vztaku)	[m]
\bar{h}_{VOP}	Vzdialenosť AS VOP od ťažiska letúna (kolmo na čiaru nulového vztaku,bezrozmerová)	[-]
l_{SOP}	Vzdialenosť medzi AS SOP a AS konfigurácie krídlo trup	[m]
l_{VOP}	Vzdialenosť medzi AS VOP a AS konfigurácie krídlo trup	[m]
$l_{VOP,OH}$	Vzdialenosť odtokovej hrany krídla a aerodynamického stredu VOP	[m]
c_{k0}	Vzdialenosť osi otáčania a nábežnej hrany VK	[m]
c_k	Vzdialenosť osi otáčania a odtokovej hrany VK	[m]
L	Vztlaková sila	[N]
x_{SAT}	x-ová poloha strednej aerodynamickej tetivy	[m]
y_{SAT}	y-ová poloha strednej aerodynamickej tetivy	[m]
$\left(\frac{\partial \alpha}{\partial \delta}\right)_0$	Základná účinnosť kormidla	[-]
$\bar{\sigma}_A$	Zásoba statickej stability	[-]
F_z	Zotrvačná sila	[N]
λ	Zúženie	[-]

Zoznam skratiek

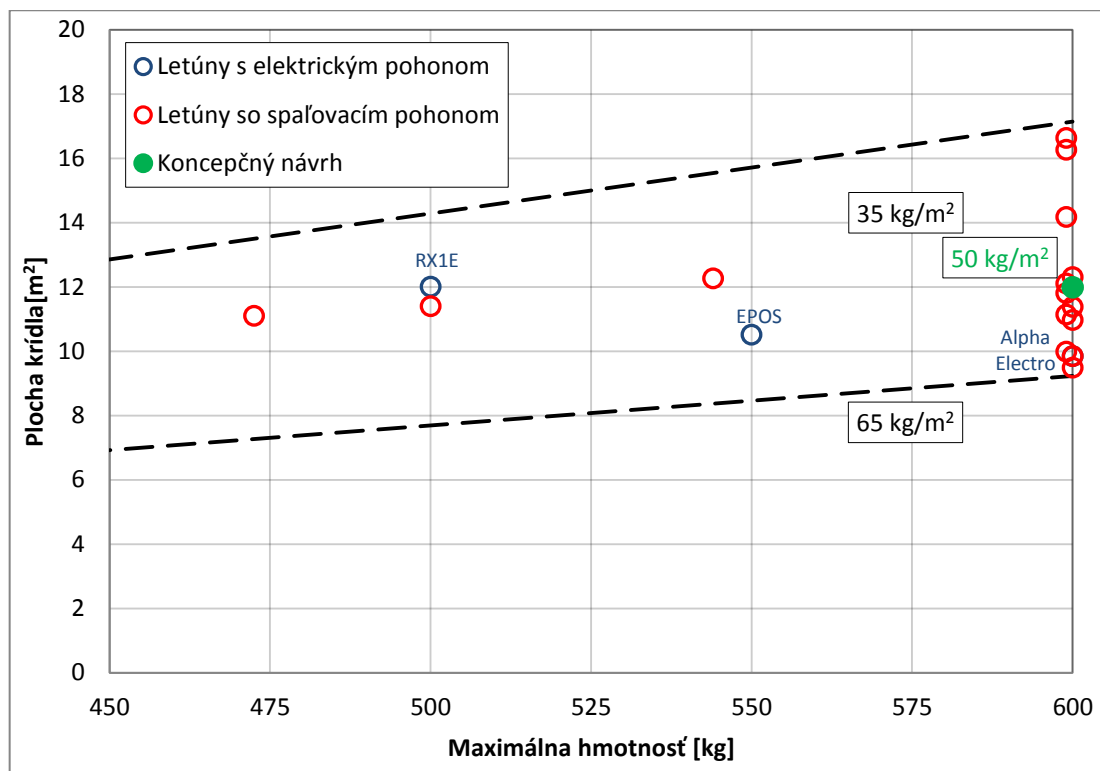
AS	Aerodynamický stred
VOP	Vodorovná ocasní plocha Poznámka: je používaný český ekvivalent k: vodorovná chvostová plocha.
MKP	Metoda konečných prvkov
MPC	Multi point constraint (väzba viacerých bodov)
MSA	Medzinárodná štandardná atmosféra
SAT	Stredná aerodynamická tetiva
SK	Smerové kormidlo
SOP	Svislá ocasní plocha Poznámka: je používaný český ekvivalent k: zvislá chvostová plocha.
VK	Výškové kormidlo
KT	Krídlo-trup (konfigurácia)

Zoznam príloh

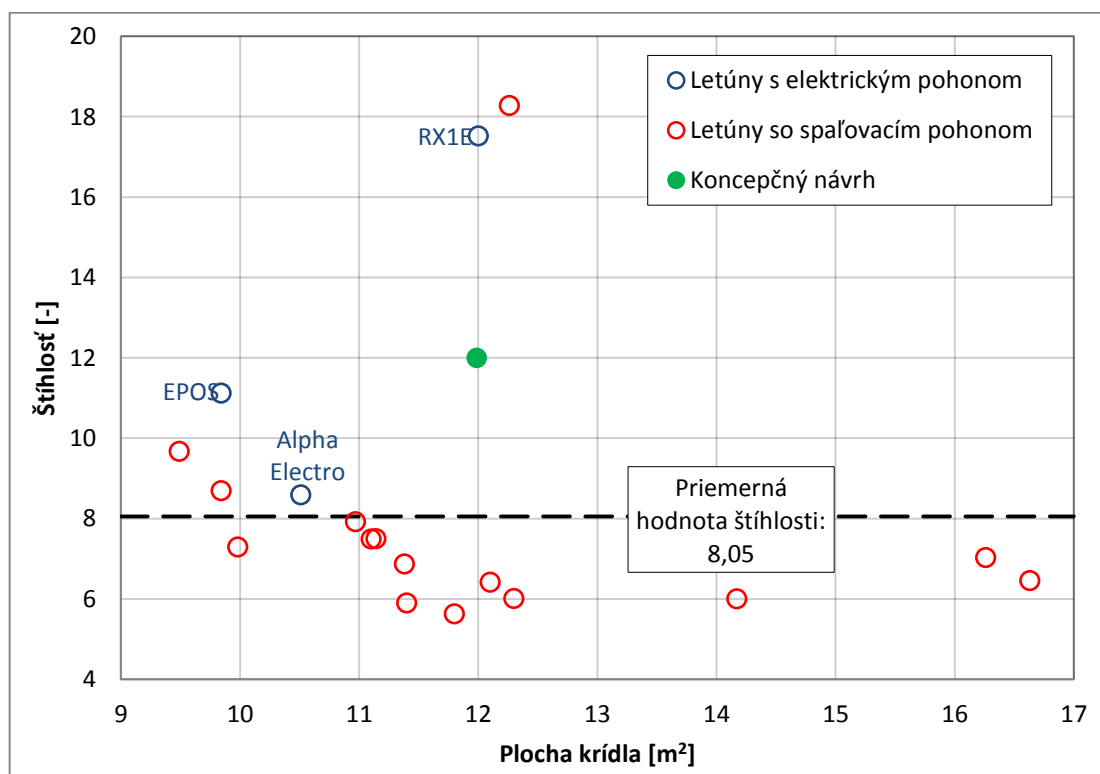
Príloha 1	Návrhové parametre vyhodnotené v kontexte štatistických dát
Príloha 2	Výpočet strednej aerodynamickej tetivy v programe MATLAB
Príloha 3	Aerodynamické charakteristiky profilov
Príloha 4	Hodnoty mohutností chvostových plôch
Príloha 5	Zástavba pohonnej sústavy
Príloha 6	Hodnota derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP
Príloha 7	Definícia rozmerov VK
Príloha 8	Aerodynamické charakteristiky vrtule
Príloha 9	Potrebné a využiteľné ťahy
Príloha 10	Výsledné hodnoty analýzy MKP modelu
Príloha 11	Reakčné sily a momenty v závesoch motorových lôží
Príloha 12	Výsledné hodnoty pevnostnej kontroly skrutiek
Príloha 13	Výkresová dokumentácia motorových lôží

Prílohy

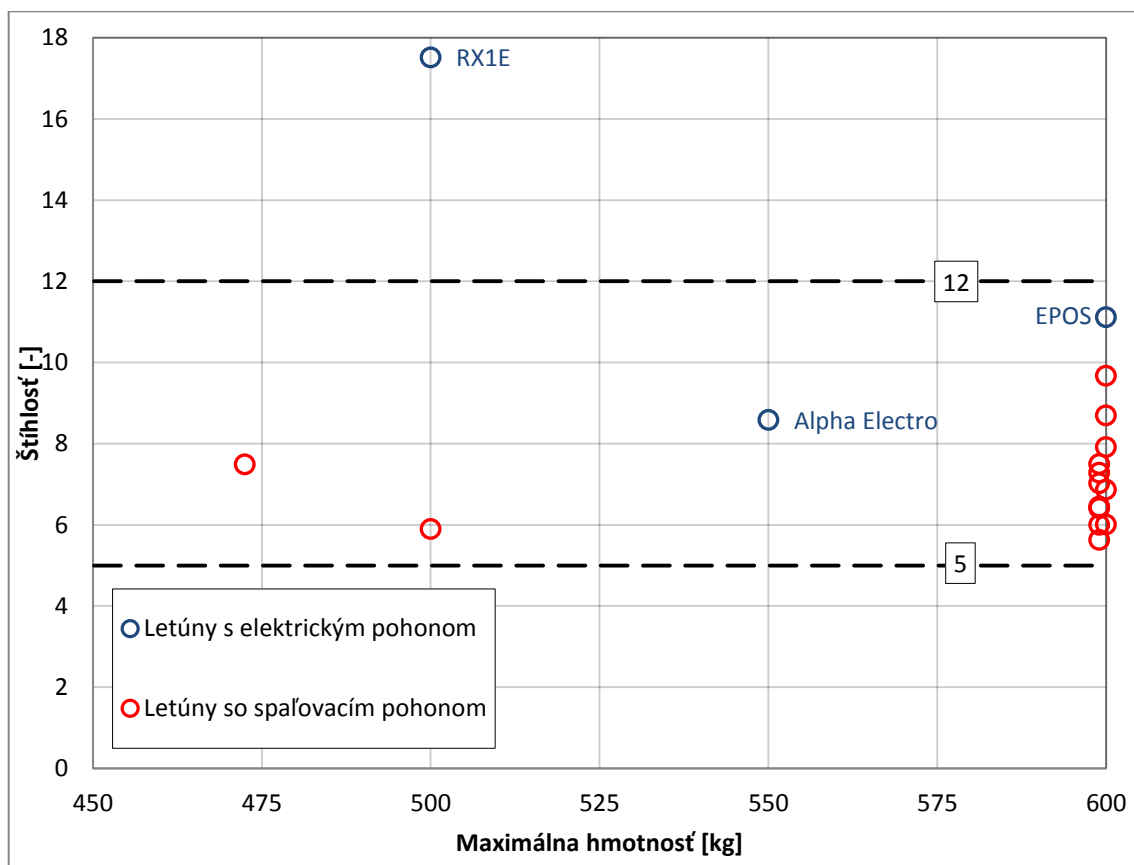
Príloha 1: Návrhové parametre vyhodnotené v kontexte štatistických dát



Obr. P1-1 Závislosť prázdnej hmotnosti na maximálnej vzletovej hmotnosti.



Obr. P1-2 Závislosť plochy krídla na ploche krídla.



Obr. P1-3 Závislosť štíhlosti krídla na maximálnej vzletovej hmotnosti.

Príloha 2: Výpočet strednej aerodynamickej tetivy v programe MATLAB

```

clc
clear all
%
%Počet intervalov
n=1000;
dy=1/n;

%Geometrické parametre (c-dĺžky tetív v kľúčových rezoch, S-plochy usekov,
%b-rozpätie usekov,NH-vzdialenosť príslušnej tetivy k vodorovnej priamke)

c=[1.2,1.2,1,0.5];
S=[1.2,3.3,1.5];
b=[1,3,2];
NH=[0,0.2,0.5];

%
alfa=[0,tan(NH(2)/b(2)),tan(NH(3)/b(3))];
d1=linspace(c(1),c(2),n);
d2=linspace(c(2),c(3),n);
d3=linspace(c(3),c(4),n);
d=[d1;d2;d3];
y1=linspace(0,b(1),n);
y2=linspace(0,b(2),n);
y3=linspace(0,b(3),n);
y=[y1;y2;y3];
y2=[y1;b(1)+y2;b(1)+b(2)+y3];

A1=zeros(1,3);
A2=zeros(1,3);
A3=zeros(1,3);

SUM=zeros(3,1);
SUMAS=sum(S);

%VÝPOČET
%
for i=1:length(b)
    for j=1:n
        x(i,j)=alfa(i)*y(i,j);
    end
end

for i=1:length(b)
    for j=2:n
        csat(i,j)=(y(i,j)-y(i,j-1)).*((d(i,j)+d(i,j-1))/2)^2;
        A1(i)=A1(i)+csat(i,j);

        cy(i,j)=y2(i,j).*d(i,j);
        ysat(i,j)=(y2(i,j)-y2(i,j-1)).*(cy(i,j)+cy(i,j-1))/2;
        A2(i)=A2(i)+ysat(i,j);

        cxy(i,j)=d(i,j)*x(i,j)*(y(i,j)-y(i,j-1));
        A3(i)=A3(i)+cxy(i,j);
    end
end
A=[A1;A2;A3];

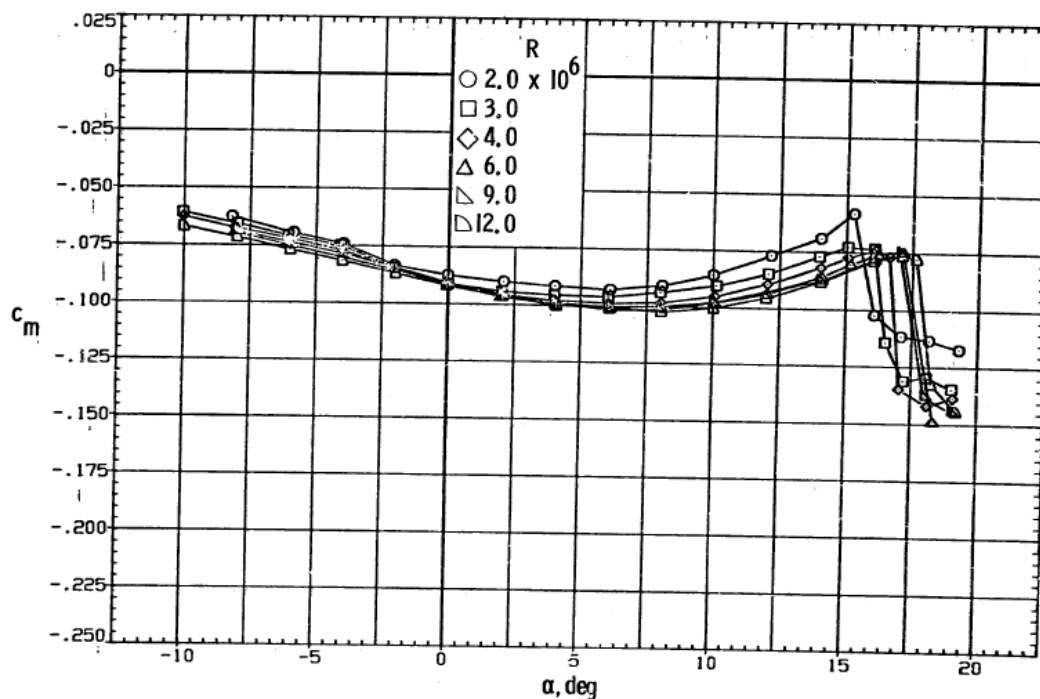
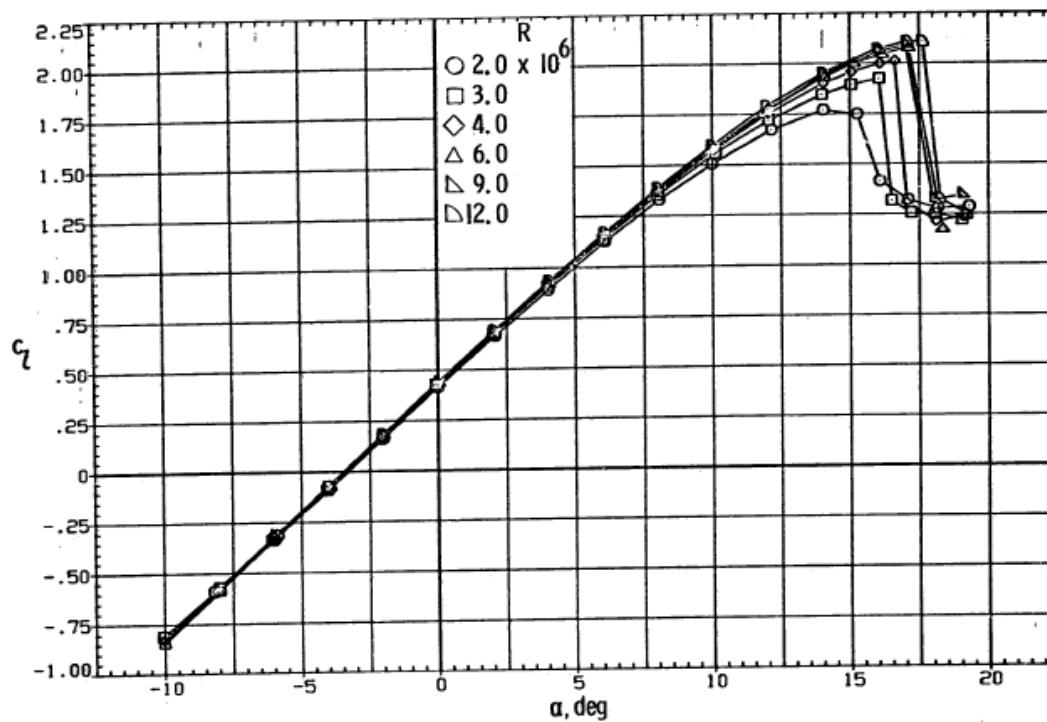
```

```
for i=1:length(b)
    for j=1:length(b)
        B(i,j)=A(i,j)./S(j);
        SUM(i,1)=SUM(i,1)+A(i,j);
    end
end

disp('Dĺzka strednej aerodynamickej tetivy')
cSAT=SUM(1,1)/SUMAS
disp('Poloha strednej aerodynamickej tetivy-Y')
ySAT=SUM(2,1)/SUMAS
disp('Poloha strednej aerodynamickej tetivy-X')
xSAT=SUM(3,1)/SUMAS
```

Príloha 3: Aerodynamické charakteristiky profilov

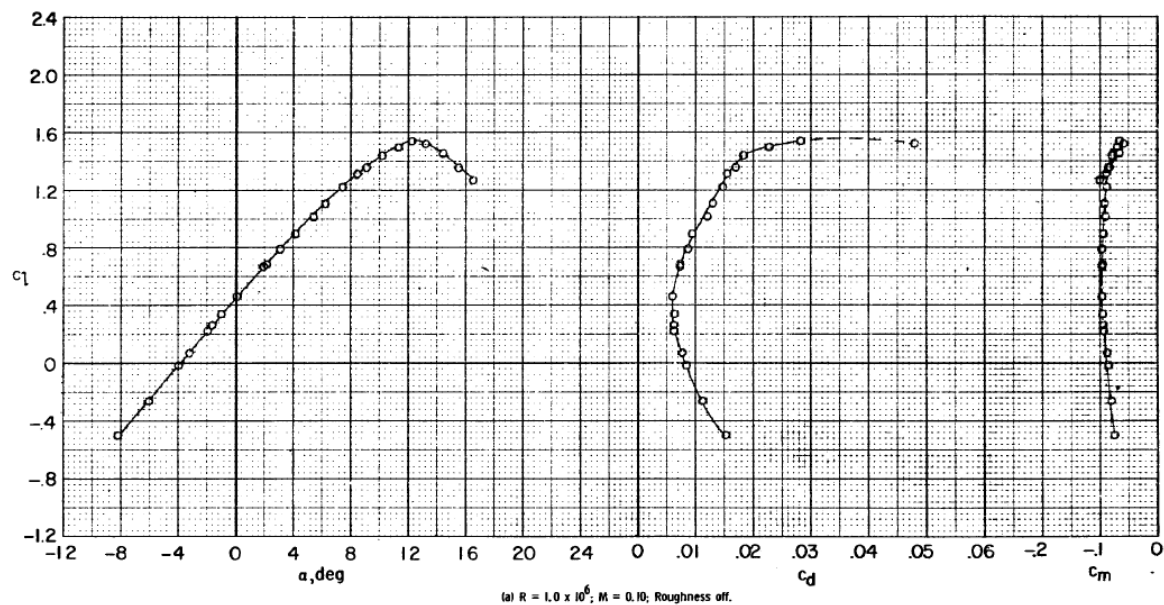
- LS 0417 MOD



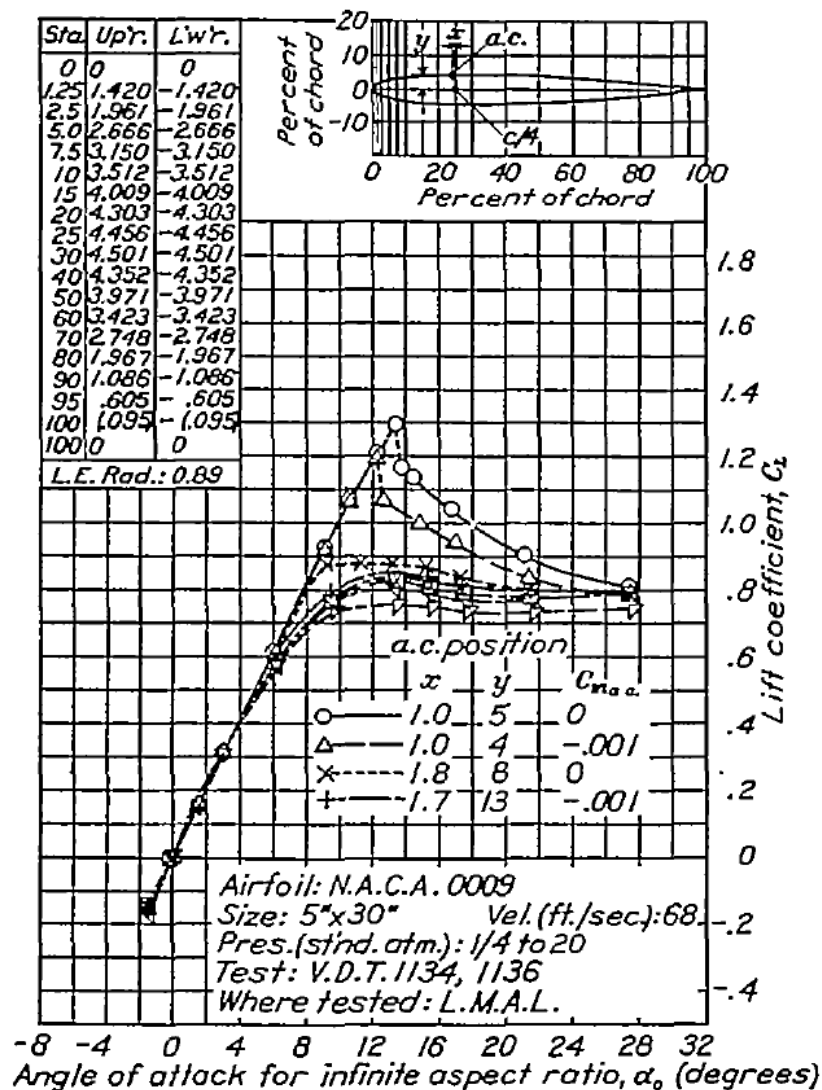
(c) Pitching moment.

Figure 10.- Concluded.

- LS 013 MOD



- NACA 009



Príloha 4: Hodnoty mohutností chvostových plôch zo štatistiky [9]

• VOP

Table 8.2a) Single Engine Propeller Driven Airplanes: Horizontal Tail Volume
and Elevator Data

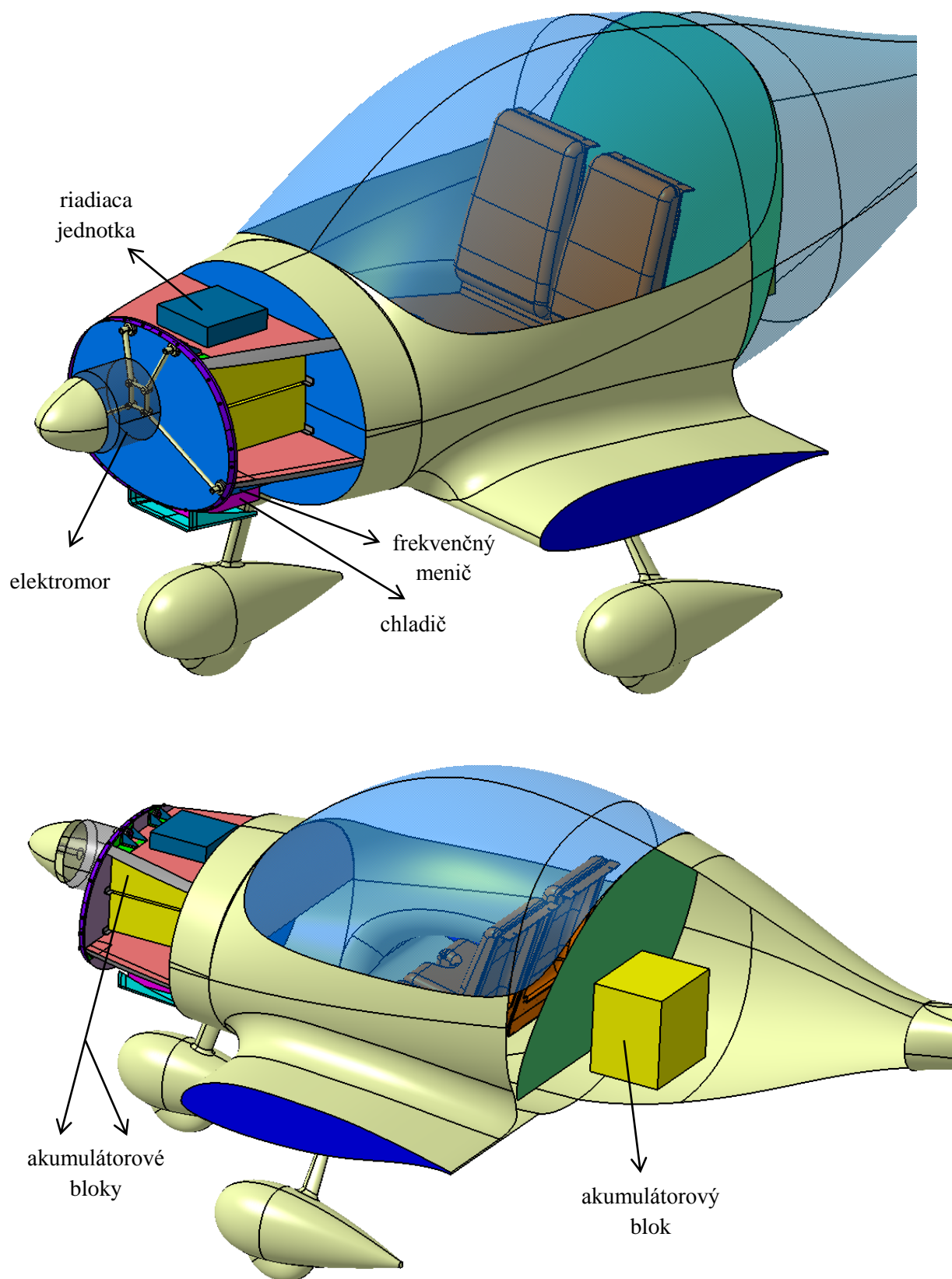
Type	Wing Area S ft ²	Wing mcg \bar{c} ft	Wing Airfoil root/tip NACA*	Hor. Tail Area S_h ft ²	S_e/S_h	x_h ft	\bar{V}_h	Elevator Chord root/tip fr.c _h
CESSNA Skywagon 207	174	4.55	2412	44.9	0.45	16.2	0.92	.48/.47
Cardinal RG	174	4.79	64A215/64A412	35.0	1.00	14.3	0.60	stabilator
Skylane RG	174	4.52	2412	38.8	0.41	14.3	0.71	.47/.39
PIPER Cherokee								
Lance 175	175	5.25	65,415	34.6	1.00	16.1	0.61	stabilator
Warrior 170	170	4.44	65,415	26.5	1.00	13.5	0.48	stabilator
Turbo Saratoga SP	178	4.71	NA	36.2	1.00	16.2	0.70	stabilator
Bellanca Skyrocket 183	183	5.30	63,215	42.6	0.38	13.8	0.61	.36/.42
Grumman Tiger 140	140	4.44	NA	37.6	0.28	12.6	0.76	0.39
Rockwell Commander 152	152	4.58	63415	31.2	0.34	10.9	0.49	.33/.44
Trago Mills SAB-1 120	120	3.94	2413.6	22.0	0.46	17.8	0.83	0.46
Scottish Aviation Bullfinch 129	129	3.97	63,615	27.5	0.38	11.9	0.63	0.45

* Unless otherwise indicated.

• SOP

Table 8.2b) Single Engine Propeller Driven Airplanes: Vertical Tail Volume.
Rudder and Aileron Data

Type	Wing Area S ft ²	Wing Span b ft	Vert. Tail Area S_v ft ²	S_r/S_v	x_v ft	\bar{V}_v	Rudder Chord root/tip fr.c _v	S_a/S	Ail. Span Loc. in/out fr.b/2	Ail. Chord in/out fr.c _w
CESSNA Skywagon 207	174	35.8	16.0	0.44	18.0	0.046	.46/.46	0.10	.61/.94	.25/.22
Cardinal RG	174	35.5	17.4	0.37	13.5	0.038	.35/.43	0.11	.65/.97	.38/.37
Skylane RG	174	35.8	18.6	0.37	15.8	0.047	.41/.42	0.11	.47/.96	.17/.24
PIPER Cherokee										
Lance 175	175	32.8	13.8	0.31	15.3	0.037	.26/.50	0.064	.56/.88	0.20
Warrior 170	170	35.0	11.5	0.36	13.2	0.026	.29/.52	0.078	.48/.96	.27/.24
Turbo Saratoga SP	178	36.2	15.9	0.29	15.2	0.038	.23/.58	0.057	.52/.84	0.19
Bellanca Skyrocket 183	183	35.0	18.1	0.33	13.2	0.037	.28/.40	0.076	.60/1.0	.25/.22
Grumman Tiger 140	140	31.5	8.4	0.43	12.6	0.024	.36/.46	0.055	.56/.92	0.24
Rockwell Commander 152	152	32.8	17.0	0.28	11.4	0.039	.30/.46	0.072	.64/.97	.27/.36
Trago Mills SAB-1 120	120	30.7	17.1	0.40	18.6	0.086	.35/.54	0.080	.58/.97	.25/.29
Scottish Aviation Bullfinch 129	129	33.8	22.7	0.39	11.9	0.062	.35/.56	0.073	.61/.95	.23/.30

Príloha 5: Zástavba pohonnej sústavy

Obr. P5-1 Zástavba pohonnej sústavy v 3D modeli.

Príloha 6: Hodnota derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP

Druhý možný postup určenia hodnoty derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP sa určí na základe [9]

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 4,44 \left[K_A \cdot K_\lambda \cdot K_H \cdot \sqrt{\cos(\Lambda_{VOP})} \right]^{1,19} \quad (P6.1)$$

Výpočet jednotlivých členov:

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1,7}} \quad (P6.2)$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7} \quad (P6.3)$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h_{VOP}}{b}}{\sqrt[3]{\frac{2 \cdot l_{VOP,0,25}}{b}}} \quad (P6.4)$$

Vstupné hodnoty sú dané geometriou krídla a VOP

Uhol šípu k štvrtinovej čiare VOP	Λ_{VOP}	14,27	[°]
-----------------------------------	-----------------	-------	-----

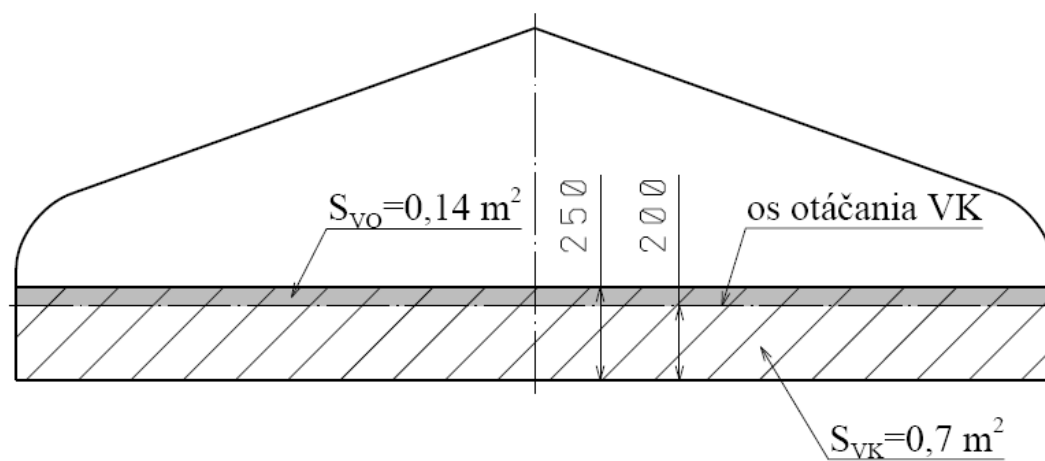
Hodnoty geometrických súčiniteľov

Geometrický súčiniteľ	K_A	0,0688	[-]
	K_λ	1,25	[-]
	K_H	0,9421	[-]

Dosadením už známych vstupných hodnôt do rovnice P6.1 získame hodnotu derivácie zošikmenia prúdu v mieste VOP:

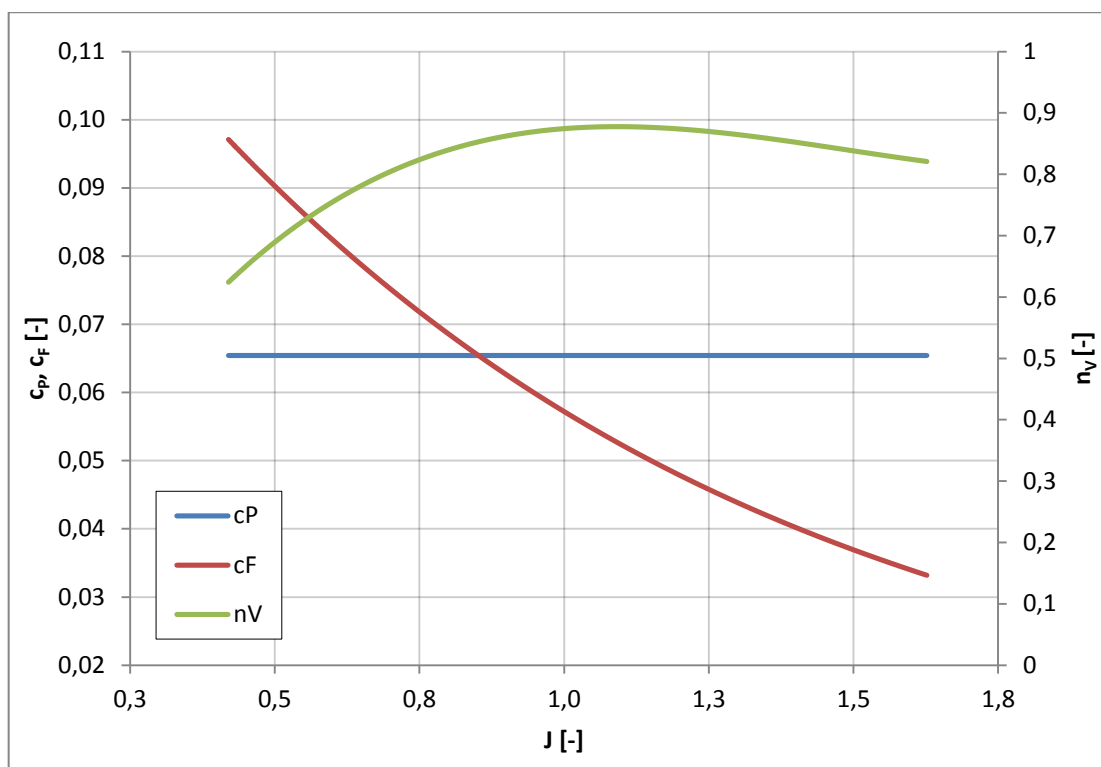
$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = \mathbf{0,2327}.$$

Z vypočítaných hodnôt je vo výpočtoch použitá konzervatívnejšia hodnota, t.j. hodnota, ktorá dáva nižšiu hodnotu sklonu vztlakovej čiary VOP $C_{L\alpha,VOP}$. Rozdiel medzi týmito dvoma hodnotami predstavuje takmer 19%.

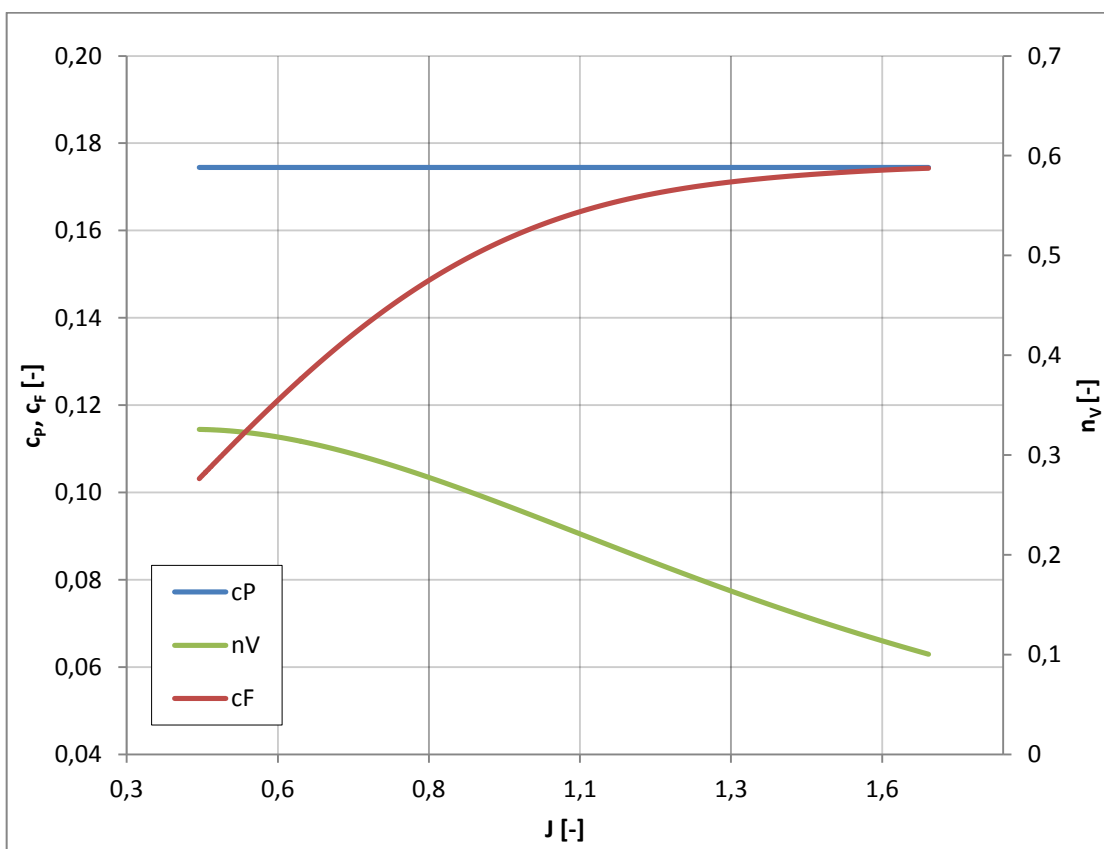
Príloha 7: Definícia rozmerov VK

Obr. P7-1 Základná geometria VK.

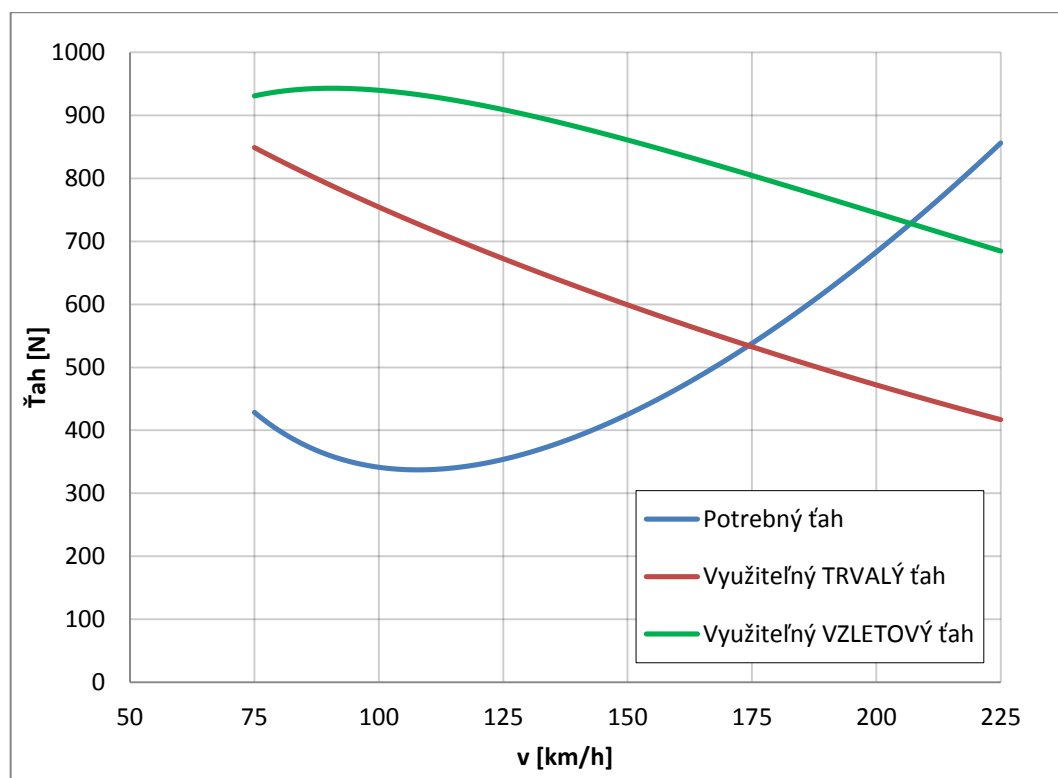
Príloha 8: Aerodynamické charakteristiky vrtule



Obr. P8-1 Aerodynamické charakteristiky vrtule pre TRVALÝ režim práce motora.

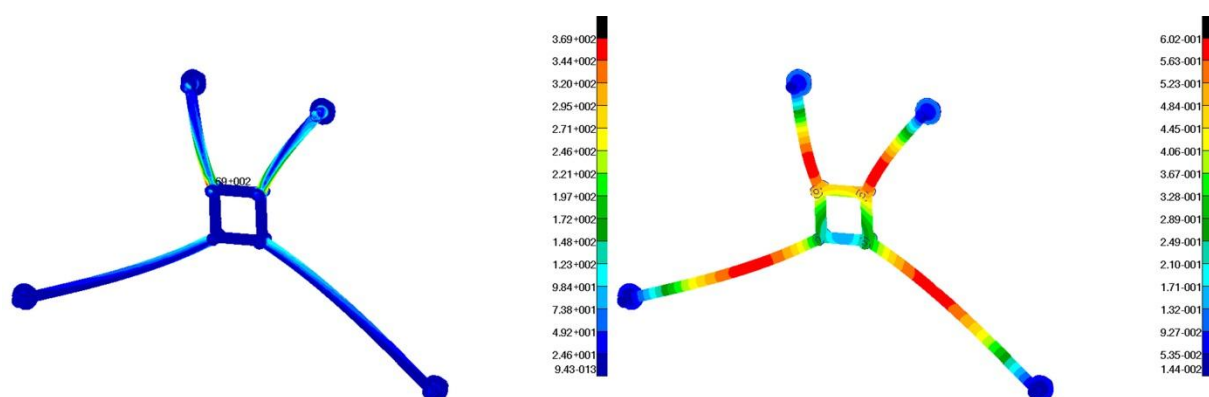


Obr. P8-2 Aerodynamické charakteristiky vrtule pre VZLETOVÝ režim práce motora.

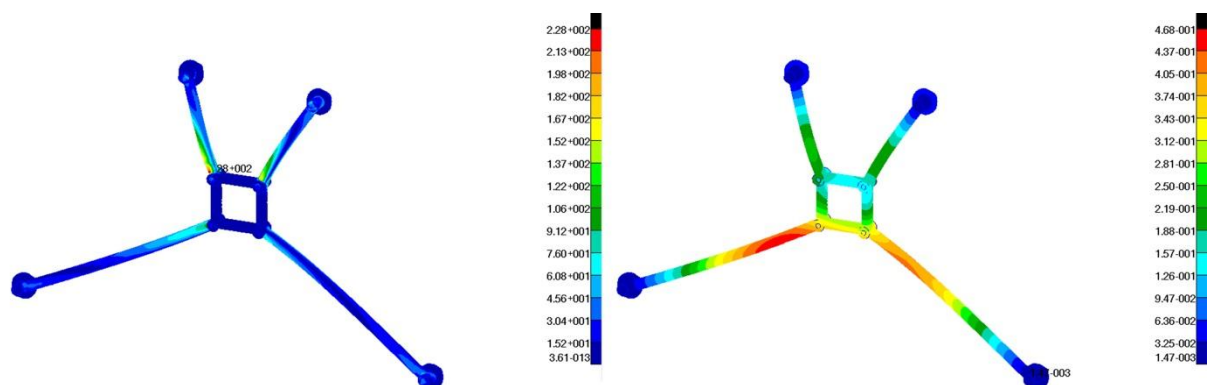
Príloha 9: Potrebné a využitelné ťahy

Obr. P9-1 Potrebné a využitelné ťahy v nulovej výške MSA pre uvažované režimy práce motora.

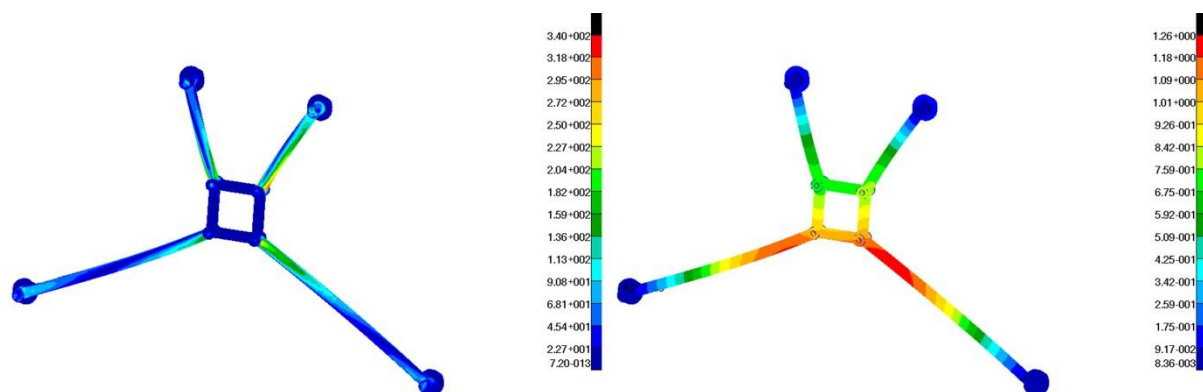
Príloha 10: Výsledné hodnoty analýzy MKP modelu



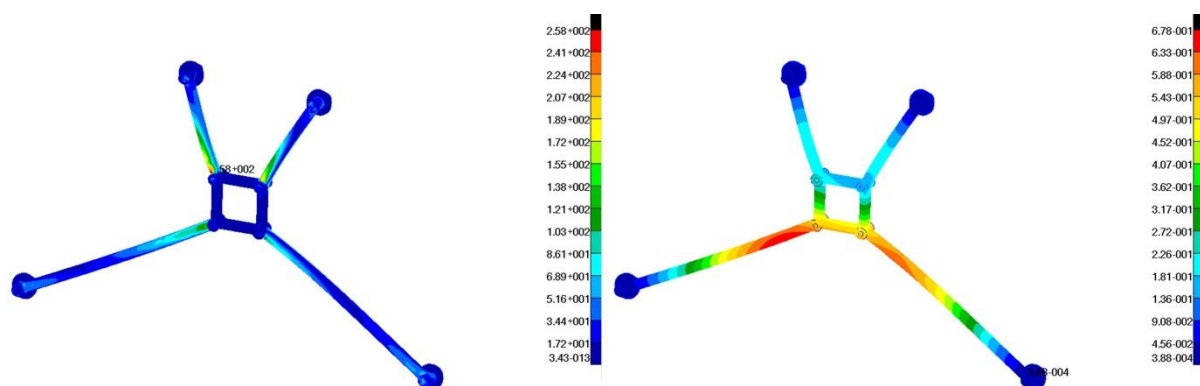
Obr. P10-1 Prípad 1: Hodnoty napätí a deformácie.



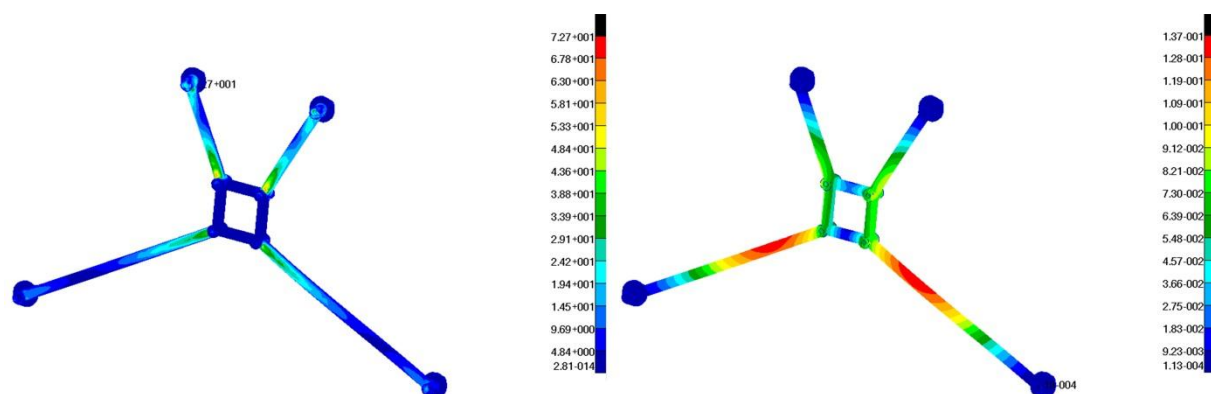
Obr. P10-2 Prípad 2: Hodnoty napätí a deformácie.



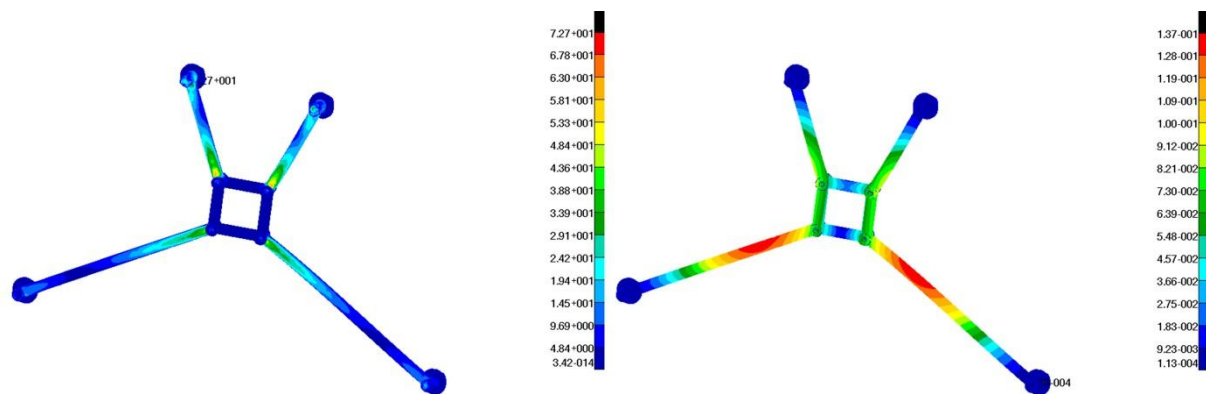
Obr. P10-3 Prípad 3: Hodnoty napätí a deformácie.



Obr. P10-4 Prípad 4: Hodnoty napätí a deformácie.



Obr. P10-5 Prípad 5: Hodnoty napätí a deformácie.



Obr. P10-6 Prípad 6: Hodnoty napätí a deformácie.

Príloha 11: Reakčné sily a momenty v závesoch motorových lôží

Tab. P11-1 Hodnoty reakčných síl v bodoch závesu pre všetky prípady zaťaženia.

Prípad zaťaženia	Záves	R_x [N]	R_y [N]	R_z [N]	M_x [Nmm]	M_y [Nmm]	M_z [Nmm]
1	A	33	-1 711	-1 121	0	28 177	-39 384
	B	-747	2 077	-6 230	0	-108 325	26 335
	C	-507	1 516	5 024	0	-151 183	52 652
	D	-32	-1 882	1 219	0	-25 274	-43 189
2	A	155	-907	-571	0	8 993	-908
	B	-615	955	-2 713	0	42 316	4 436
	C	-522	391	-391	0	-55 964	25 078
	D	130	-439	306	0	-11 007	-29 980
3	A	-292	-1 032	-735	0	32 558	-69 446
	B	-420	1 874	-5 796	0	88 672	29 751
	C	-184	1 726	5 475	0	-174 478	49 549
	D	-357	-2 567	1 608	0	-20 982	-13 283
4	A	225	-1 054	-655	0	8 047	5 577
	B	-685	999	-2 807	0	46 555	3 699
	C	-591	346	1 412	0	-51 586	25 747
	D	199	-291	222	0	-11 933	-36 432
5	A	-69	-168	-100	0	-2 993	2 464
	B	236	-103	168	0	11 906	-1 600
	C	-236	-105	-173	0	-11 868	-1 616
	D	-69	-176	105	0	2 895	2 267
6	A	-69	168	100	0	2 993	-2 464
	B	-236	103	-168	0	-11 906	1 600
	C	236	105	173	0	11 868	1 616
	D	69	176	-105	0	-2 895	-2 267

Príloha 12: Výsledné hodnoty pevnostnej kontroly skrutiek

Tab. P12-1 Výsledné hodnoty pevnostnej kontroly skrutiek.

Prípad zaťaženia	Záves	σ [MPa]	η [-]
1	A	0,66	118,8
	B	-14,86	5,2
	C	-10,09	7,7
	D	-0,64	121,8
2	A	3,08	25,3
	B	-12,23	6,4
	C	-10,38	7,5
	D	2,58	30,2
3	A	-5,81	13,4
	B	-8,36	9,3
	C	-3,66	21,3
	D	-7,10	11,0
4	A	4,48	17,4
	B	-13,63	5,7
	C	-11,76	6,6
	D	3,96	19,7
5	A	-1,37	56,8
	B	4,70	16,6
	C	-4,70	16,6
	D	-1,37	56,8
6	A	-1,37	56,8
	B	-4,70	16,6
	C	4,70	16,6
	D	1,37	56,8

Príloha 13: Výkresová dokumentácia motorových lóží